

**TESI DI LAUREA
IN
INGEGNERIA AEROSPAZIALE
INDIRIZZO SPAZIALE**

**USO DUALE DELLA GENERAZIONE A RADIOISOTOPI
IN MISSIONI CON PROPULSIONE ELETTRICA
VERSO I PIANETI ESTERNI**

Tommaso Buono

Anno accademico 2006-2007

T 208





UNIVERSITÀ DI PISA

Facoltà di Ingegneria

**Tesi di Laurea in Ingegneria Aerospaziale
Indirizzo Spaziale**

**USO DUALE DELLA GENERAZIONE A RADIOISOTOPI
IN MISSIONI CON PROPULSIONE ELETTRICA
VERSO I PIANETI ESTERNI**

Candidato

Tommaso Buono

Relatori

Prof. M. Andrenucci

Prof. L. d'Agostino

Ing. P. Pergola

Anno Accademico 2006-2007

RINGRAZIAMENTI

Il primo e più sincero ringraziamento va alla mia famiglia che mi ha sostenuto in questi anni mettendomi a disposizione risorse materiali oltre ogni ragionevole necessità ma soprattutto incondizionata fiducia.

Vorrei ringraziare il Prof. Andrenucci per avermi permesso di svolgere questo lavoro. La sua esperienza e la sua competenza sono risultate spesso fondamentali.

Un grazie sincero anche a Cosmo e Koen, che con simpatia e pazienza mi hanno aiutato nello sviluppo della tesi.

Infine, tra tutte le persone conosciute a Pisa, che hanno condiviso con me gioie e delusioni della vita da studente e che intendo qui ringraziare, due in particolare, Pierpaolo e Chiara, sono stati indispensabili e impagabili con il loro aiuto e incoraggiamento.

Grazie di tutto.

SOMMARIO

Il rinnovato interesse che l'esplorazione dei pianeti esterni del Sistema Solare sta suscitando negli ultimi anni nella comunità scientifica ha spronato la ricerca di opzioni tecnologiche specifiche per questo tipo di missioni. La propulsione elettrica sembra offrire notevoli vantaggi, rispetto a quella chimica utilizzata finora, in piccole missioni scientifiche verso il Sistema Solare esterno. La difficoltà nel generare i livelli di potenza richiesti con le classiche soluzioni a pannelli fotovoltaici, delinea la possibilità di utilizzare la generazione a radioisotopi per alimentare il sottosistema propulsivo.

L'uso duale di generatori di potenza a radioisotopi per alimentare sia i sottosistemi di bordo che il sistema di propulsione elettrica (Radioisotope Electric Propulsion: REP) può pertanto offrire considerevoli vantaggi ponderali ed apre lo scenario a specifiche strategie di trasferimento contraddistinte da notevoli risparmi in termini di consumo di propellente e tempo di missione rispetto ai classici sistemi chimici.

Il presente lavoro di tesi offre un possibile approccio al disegno di una missione basata sul connubio tra propulsione elettrica e generazione a radioisotopi a partire dal calcolo preliminare della traiettoria fino al dimensionamento dei sottosistemi e alla proposta di un'architettura possibile per il veicolo.

Si affronta, inoltre, il calcolo preliminare della traiettoria ottimizzata con un metodo indiretto per il trasferimento di una missione che adotti una strategia REP.

ABSTRACT

The growing interest of scientific community in outer planetary exploration has spurred the search for viable technology options suitable to improve mission capability to outer planetary targets. Electric Propulsion seems to offer various advantages with respect to the classical chemical propulsion approach, but the large sun distances typical of the outer solar system may involve difficulties in the required power level generation by conventional photovoltaic solar panels. As a possible alternative, the use of Radioisotope Thermoelectric Generation for the propulsion subsystem can be considered.

The dual use of Radioisotope Thermoelectric Generator (RTG) as a power source for both on board instrumentation and electric propulsion (REP), may offer considerable advantages in terms of spacecraft total mass and suggest new transfer strategies allowing lower propellant consumption and lower trip times to be obtained as compared to conventional chemical propulsion missions.

In the present thesis a potential approach to mission analysis based on radioisotope thermoelectric generators combined with electric propulsion is presented and analysed in detail. A computation of transfer trajectory and subsystems sizing is performed in order to obtain a preliminary mass budget. A possible vehicle configuration is then suggested. Finally a transfer trajectory for a REP-based mission toward an outer planetary target is optimized using an indirect method.

INDICE

Elenco delle Figure

Elenco delle Tabelle

1. Introduzione	1
1.1. Motivazioni ed obiettivi	1
1.2. Articolazione del lavoro	5
2. Uso di RTG per missioni nel Sistema Solare esterno con propulsione elettrica	7
2.1. Esplorazione dei pianeti esterni Sistema Solare	7
2.1.1. Pioneer 10 e 11	8
2.1.2. Voyager 1 e 2	9
2.1.3. Ulysses	12
2.1.4. Galileo	13
2.1.5. Cassini-Huygens	14
2.1.6. New Horizons	14
2.2. Uso combinato di RTG per generazione di potenza e propulsione elettrica	16
2.3. Possibili strategie di trasferimento basate sull'uso di RTG	20
2.3.1. Strategia ibrida con accelerazione elettrica	21
2.3.2. Strategia ibrida con decelerazione elettrica	22
2.3.3. Strategia ibrida con decelerazione elettrica e cattura planetaria	24
3. Traiettorie ibride con decelerazione elettrica	27
3.1. Parametri di riferimento	27
3.2. Equazioni del moto di un veicolo in condizione di spinta continua	29
3.3. Studio di traiettorie interplanetarie non ottimizzate con strategia ibrida con decelerazione elettrica	31

3.3.1.	Trasferimento verso Giove	33
3.3.2.	Trasferimento verso Saturno	34
3.3.3.	Trasferimento verso Urano	36
3.3.4.	Trasferimento verso Nettuno	38
3.4.	Analisi dei risultati	43
4.	Studio di fattibilità della missione di riferimento	47
4.1.	Scelta della missione di riferimento	47
4.1.1.	Scelta della strategia di trasferimento	48
4.1.2.	Scelta del pianeta di destinazione	48
4.1.3.	Scelta dei parametri di missione	50
4.2.	Dimensionamento dei sottosistemi	57
4.2.1.	Sottosistema di potenza	57
4.2.2.	Sottosistema di propulsione	62
4.2.3.	Sottosistema di controllo e determinazione di assetto	63
4.2.4.	Sottosistema di controllo termico	70
4.2.5.	Sottosistema di comunicazione e comando e gestione dei dati	74
4.2.6.	Struttura	76
4.2.7.	Strumentazione scientifica	76
4.2.8.	Budget di massa	77
4.3.	Configurazione definitiva della missione	79
4.3.1.	Analisi di missione	79
4.3.2.	Lancio	82
4.4.	Disegno del veicolo	83
5.	Ottimizzazione del trasferimento	87
5.1.	Fondamenti di ottimizzazione	87
5.2.	Impostazione del problema di ottimo	93
5.2.1.	Equazioni del moto	94
5.2.2.	Modello del propulsore	95
5.2.3.	Vettore di controllo	97
5.2.4.	Calcolo delle leggi di controllo ottimo	97
5.2.5.	Implementazione	100
5.2.6.	Condizioni al bordo	101
5.2.7.	Il problema dei due punti	102
5.3.	Simulazione e risultati	102
5.4.	Propagatore a tre corpi	151
5.5.	Modellizzazione del problema dei quattro corpi	152
5.6.	Propagatore bicircolare Terra-Luna	158

5.7. Propagatore bicircolare Terra-Sole	160
5.8. Utilizzo della sovrapposizione di due modelli a tre corpi	164
5.9. Propagatore a quattro corpi	166
6. Conclusioni e possibili sviluppi	107
6.1. Conclusioni	107
6.2. Possibili sviluppi	108
 Bibliografia	 111

ELENCO DELLE FIGURE

1. Capitolo I	
1.1. Alcuni esempi di motori a ioni	2
1.2. Generatori ad isotopi radioattivi	3
1.3. Andamento della massa dei dispositivi di generazione della potenza elettrica con la distanza dal sole	3
1.4. Missioni alimentate da generatori a radioisotopi	4
 2. Capitolo II	
2.1. Sonde Pioneer e loro traiettorie	8
2.2. Sonda Voyager	9
2.3. Schema costruttivo della sonda Voyager	10
2.4. Traiettorie seguite dalle sonde Voyager 1 e 2	11
2.5. Sonda Voyager ai confini del sistema solare	12
2.6. Sonda Ulysses e sua traiettoria	12
2.7. Schema della sonda Galileo e sue orbite intorno a Giove	13
2.8. Sonda Cassini-Huygens e sua traiettoria	14
2.9. Sonda New Horizons e sua traiettoria	16
2.10. Dimensioni degli eventuali pannelli solari di Cassini	17
2.11. Strategia ipotizzata da Noble	18
2.12. Traiettorie ipotizzate da Oleson	19
2.13. Risultati per un trasferimento verso Urano con $I_{sp}=5000\text{sec.}$	21
2.14. Risultati per un trasferimento verso Nettuno con $I_{sp}=3200\text{sec.}$	23
2.15. Risultati per un trasferimento con cattura planetaria verso Urano con $I_{sp}=3200\text{sec.}$	25
 3. Capitolo III	
3.1. Schema generale delle simulazioni	32
3.2. Risultati della simulazione per un trasferimento verso Giove	33
3.3. Trasferimento verso Saturno con angolo di spinta di 90°	35
3.4. Trasferimento verso Saturno con angolo di spinta di 92°	35
3.5. Trasferimento verso Urano con $I_{sp} = 1500\text{sec.}$ e angolo	

di spinta di 110°	36
3.6. Trasferimento verso Urano con $I_{sp} = 3200\text{sec.}$ e angolo di spinta di 94°	37
3.7. Trasferimento verso Urano con $I_{sp} = 5000\text{sec.}$ e angolo di spinta di 96°	38
3.8. Trasferimento verso Nettuno con $I_{sp} = 1500\text{sec.}$ e angolo di spinta di 90° ed orbita di partenza ellittica	39
3.9. Trasferimento verso Nettuno con $I_{sp} = 1500\text{sec.}$ e angolo di spinta di 110° ed orbita di partenza ellittica	40
3.10. Trasferimento verso Nettuno con $I_{sp} = 3200\text{sec.}$ e angolo di spinta di 100° ed orbita di partenza iperbolica	40
3.11. Trasferimento verso Nettuno con $I_{sp} = 3200\text{sec.}$ e angolo di spinta di 110° ed orbita di partenza iperbolica	41
3.12. Trasferimento verso Nettuno con $I_{sp} = 5000\text{sec.}$ e angolo di spinta di 110° ed orbita di partenza ellittica	41
3.13. Trasferimento verso Nettuno con $I_{sp} = 5000\text{sec.}$ e angolo di spinta di 110° ed orbita di partenza iperbolica	42
3.14. Valori massimi di angolo di spinta al variare dell'impulso specifico	44

4. Capitolo IV

4.1. Un'immagine di Urano	49
4.2. Andamento della frazione di massa con il tempo di sparo elettrico per un veicolo dotato di propulsore con $I_{sp}=1500\text{sec.}$	51
4.3. Andamento del tempo totale di missione con il tempo di sparo elettrico per un veicolo dotato di propulsore con $I_{sp}=5000\text{sec.}$	52
4.4. Andamento del tempo totale di missione con il tempo di sparo elettrico per un veicolo dotato di propulsore con $I_{sp}=3200\text{sec.}$	53
4.5. Andamento della frazione di massa con il tempo di sparo elettrico per un veicolo dotato di propulsore con $I_{sp}=3200\text{sec.}$	54
4.6. Traiettoria della missione di riferimento	56
4.7. Cattura da parte del pianeta	56
4.8. Spiraleggiamento e raggiungimento dell'orbita finale	57
4.9. Schema costruttivo di un modulo GPHS	58
4.10. Configurazione di un modulo MMRTG	59

4.11. Schema di un modulo SRG e sue dimensioni caratteristiche	60
4.12. Motori a ioni RIT-10	62
4.13. Ruota di reazione	65
4.14. Mini resisto getto XRJ-50	67
4.15. Distribuzione convenzionale dei motori di desaturazione sul corpo di un veicolo	68
4.16. Sensori di Sole	69
4.17. Sensore di stelle	69
4.18. Tempo totale su tempo elettrico per un veicolo con massa a secco di 560 kg	80
4.19. Traiettoria della missione di riferimento	81
4.20. Spiraleggiamento e raggiungimento dell'orbita finale e partenza dall'orbita terrestre	82
4.21. Performance, con e senza upper stage, dei principali lanciatori	83
4.22. Vista dall'alto della configurazione definitiva del veicolo	84
4.23. Vista dal basso della configurazione definitiva del veicolo	85
4.24. Configurazione preliminare 1	85
4.25. Configurazione preliminare 2	86
4.26. Configurazione preliminare 3	86
 5. Capitolo V	
5.1. Sistemi di riferimento e schema delle grandezze enunciate nelle equazioni	94
5.2. Caratteristica Spinta-Potenza per il motore RIT-10 EVO	95
5.3. Caratteristica Consumo specifico-Potenza per il motore RIT-10 EVO	96
5.4. Andamento della massa di propellente adimensionalizzata in funzione della massa iniziale per un trasferimento Terra-Urano con $C_3=150 \text{ km}^2/\text{s}^2$	103
5.5. Andamento del tempo di missione in funzione della massa iniziale per un trasferimento Terra-Urano con $C_3=150$ km^2/s^2	103
5.6. Traiettorie di minimo tempo per il trasferimento Terra- Urano	104
5.7. Andamento delle cinque variabili si stato adimensionali più e dei controlli τ e P_{REP} lungo il trasferimento	105

ELENCO DELLE TABELLE

2. Capitolo II

2.1. Risultati numerici per un trasferimento verso Urano con $I_{sp}=5000$ sec.	22
2.2. Risultati numerici per un trasferimento verso Nettuno con $I_{sp}=3200$ sec.	23
2.3. Riassunto dati di trasferimento verso Urano per due diverse strategie	26

3. Capitolo III

3.1. Riassunto dei parametri di riferimento del veicolo	28
3.2. Tabella riassuntiva dei risultati ottenuti	43

4. Capitolo IV

4.1. Caratteristiche di Urano	50
4.2. Caratteristiche della missione ottenuta	55
4.3. Generazione di potenza per un sistema basato su GPHS-RTG	59
4.4. Generazione di potenza per un sistema basato su GPHS-RTG	59
4.5. Generazione di potenza per un sistema basato su MMRTG	60
4.6. Generazione di potenza per un sistema basato su MMRTG	60
4.7. Generazione di potenza per un sistema basato su SRG	61
4.8. Generazione di potenza per un sistema basato su SRG	61
4.9. Budget di massa del sottosistema di potenza	62
4.10. Budget di massa del sottosistema di propulsione	63
4.11. Metodi di controllo	64
4.12. Caratteristiche del XRJ-50	67
4.13. Budget di massa per il sottosistema di controllo e determinazione d'assetto	70
4.14. Range di temperatura di funzionamento di alcuni sottosistemi	72
4.15. Grandezze adottate	73
4.16. Budget di massa del sottosistema di controllo termico	74

4.17. Budget di massa per il sottosistema di comunicazione	75
4.18. Budget di massa della strumentazione scientifica	77
4.19. Budget di massa totale	79
4.20. Caratteristiche della missione reiterata	81
5. Capitolo V	
5.1. Coefficienti polinomiali che definiscono le prestazioni del motore RIT-10 EVO	96
5.2.	231

INTRODUZIONE

L'intento di questa introduzione è quello di fornire una panoramica sull'utilità dell'uso combinato di generazione a radioisotopi e propulsione elettrica. Si espongono le motivazioni che hanno spinto a questo studio e si descrive la struttura del lavoro.

1.1 Motivazioni ed obiettivi

Il crescente interesse delle maggiori agenzie spaziali mondiali per la generazione di potenza, a bordo dei veicoli non abitati, tramite l'effetto termoelettrico con uso di isotopi radioattivi, impone agli addetti ai lavori uno sforzo creativo per la ricerca di soluzioni innovative ed ottimizzate che giustifichino l'adozione di tale strategia.

Se da un lato l'uso di Radioisotope Thermoelectric Generator (RTG) si dimostra una scelta obbligata per le missioni che non possono sfruttare i pannelli foto-voltaici come principali generatori di potenza (come quelle verso i pianeti esterni), dall'altro esso può rappresentare una specifica strategia, ancora non sperimentata, in associazione all'ausilio di propulsione elettrica primaria. L'uso di radioisotopi

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

potrebbe essere infatti la risposta giusta alla sempre maggior richiesta di potenza dedicata alla propulsione nelle missioni scientifiche destinate all'esplorazione del Sistema Solare e dello spazio interstellare.

I motori elettrici garantiscono, grazie ai bassi consumi, un notevole risparmio sulla massa al lancio e hanno una durata molto lunga.

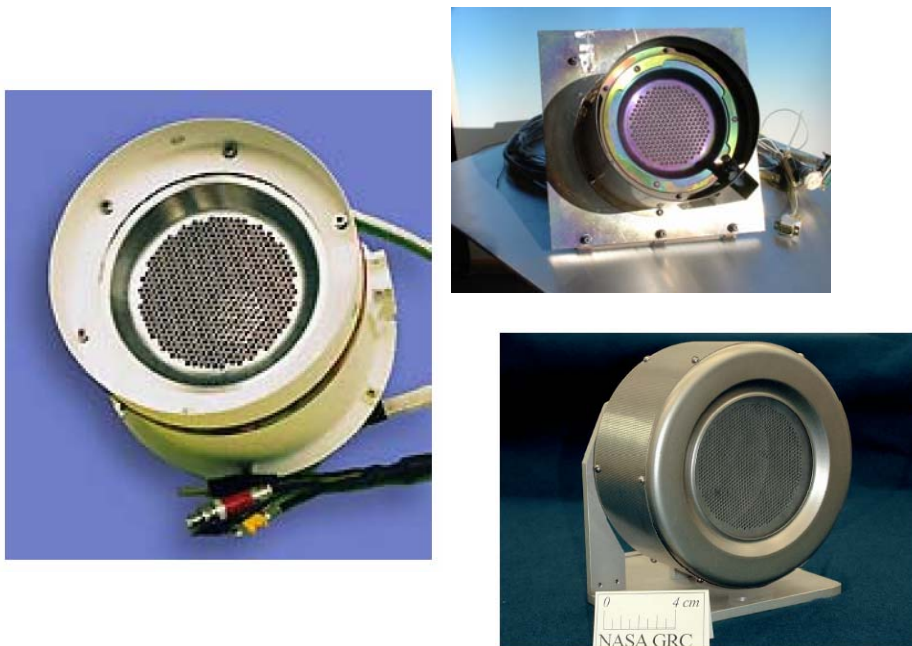


Figura 1.1 – Alcuni esempi di motori a ioni

Gli RTG, a differenza dei pannelli solari, assicurano generazione di potenza pressoché costante per lunghi periodi di tempo, anche ben oltre i tempi tipici di missione, e indipendentemente dalla distanza dal Sole; sono compatti e robusti, facilmente scalabili e relativamente insensibili alle radiazioni esterne.

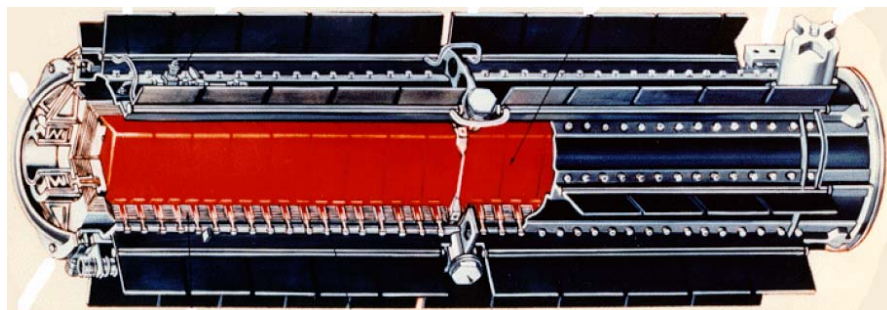


Figura 1.2 – Generatore ad isotopi radioattivi

L'obiettivo del lavoro descritto in questa tesi è quello di dimostrare che, anche con le tecnologie attuali, l'uso duale di generatori di potenza a radioisotopi per alimentare sia i sottosistemi di bordo sia un sistema di propulsione di tipo elettrico (REP: Radioisotope Electric Propulsion) fornisce notevoli vantaggi nell'esplorazione del Sistema Solare e dell'immediato spazio interstellare rispetto ai sistemi basati su generazione da pannelli solari (Figura 1.3).

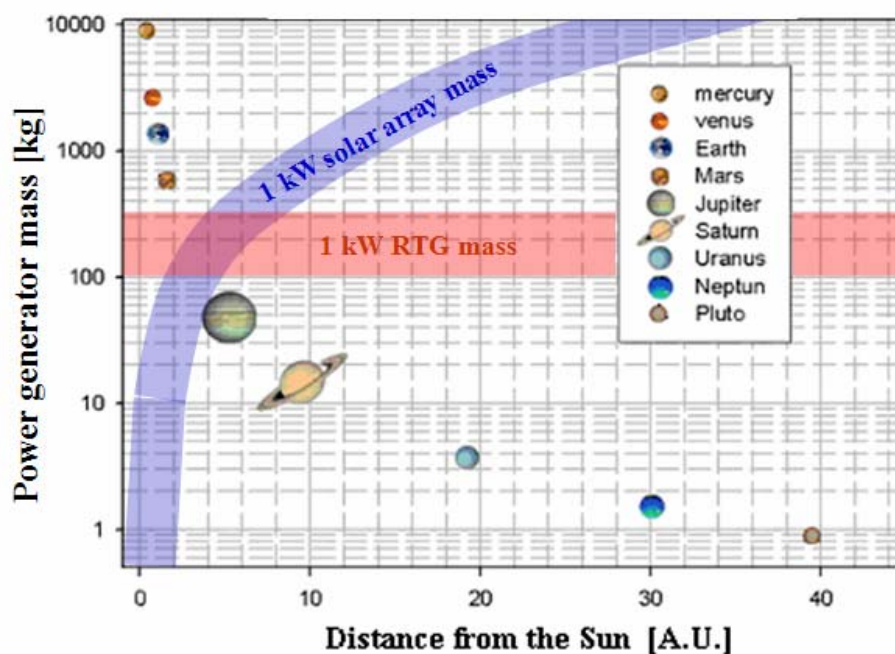


Figura 1.2 – Andamento della massa dei dispositivi di generazione della potenza elettrica con la distanza dal sole

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

Ad aprire questa nuova strada sono stati prima Robert J. Noble[1][2][3] negli anni '90 quindi, più recentemente, Steven Oleson[4][5][6]. Essi hanno per la prima volta ipotizzato missioni condotte da piccole sonde scientifiche, con un carico utile inferiore ai 100 kg, dotate di generatore a radioisotopi e motore a ioni, per l'esplorazione di Urano, Nettuno e Plutone, ma anche di asteroidi, comete ed oggetti trans-nettuniani. Noble e Oleson hanno mostrato i vantaggi derivanti dall'ausilio combinato di queste due tecnologie. Poter risparmiare sulla massa di propellente imbarcata al lancio grazie all'ausilio di sistemi propulsivi elettrici significa lanciare con maggiori velocità di eccesso iperbolico e quindi raggiungere l'obiettivo senza assist gravitazionali, in tempi ragionevoli e senza compromettere la manovrabilità del veicolo. L'uso degli RTG è la condizione senza la quale non sarebbe possibile impiegare la propulsione elettrica a grande distanza dal Sole dati gli alti livelli di potenza richiesta. Si può quindi dire che la generazione a radioisotopi è lo strumento che veicola alle grandi distanze tutti i vantaggi della propulsione elettrica.

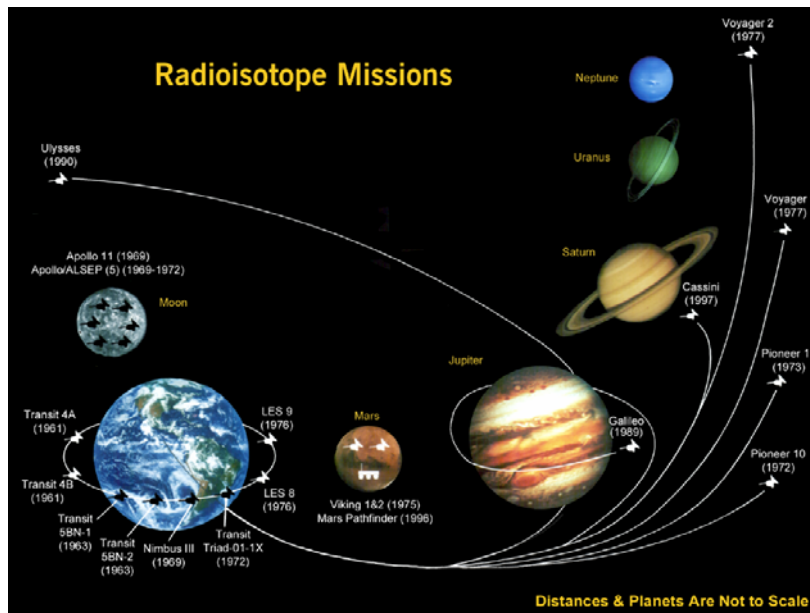


Figura 1.3 – Missioni alimentate da generatori a radioisotopi

La generazione a radioisotopi (oltre 30 missioni dagli anni '60) è ormai una tecnologia ampiamente collaudata ed affidabile, ma anche in continuo sviluppo. La massa specifica per unità di potenza prodotta dai generatori è infatti in continua diminuzione ed essendo difficile prevedere quali saranno le caratteristiche dei futuri RTG, in questo studio sono stati utilizzati i parametri delle missioni più recenti.

1.2 Articolazione del lavoro

Dopo un rapido sguardo sulle missioni verso i pianeti esterni già condotte dagli anni '70, verrà giustificato il possibile impiego combinato di RTG per la generazione di potenza e la propulsione elettrica. Saranno, quindi, passate in rassegna alcune differenti strategie di trasferimento facenti uso di generazione a radioisotopi.

Nel terzo capitolo ci si concentrerà sullo sviluppo di una strategia in particolare. Saranno fissati i principali parametri di missione e, dopo aver ricordato le equazioni del moto impiegate, si indagheranno i risultati al variare di alcuni dei parametri stessi.

Nel quarto capitolo, dopo aver selezionato una missione di riferimento, si procederà con il dimensionamento dei sottosistemi di bordo per giungere ad un bilancio di massa dettagliato e verosimile. Il risultato finale sarà implementato in un software utilizzato per disegnare la traiettoria con la nuova massa al lancio. Infine sarà mostrata una possibile configurazione preliminare per un veicolo con le caratteristiche calcolate.

Nel quinto capitolo verrà risolto un problema di ottimizzazione della strategia di *steering* al fine di minimizzare la massa di propellente consumata.

Il sesto capitolo raccoglie le conclusioni a cui si è giunti e i possibili sviluppi del lavoro.

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

USO DI RTG PER MISSIONI NEL SISTEMA SOLARE ESTERNO CON PROPULSIONE ELETTRICA

2.1 Esplorazione dei pianeti esterni del Sistema Solare

I pianeti esterni del Sistema Solare sono quei pianeti la cui distanza dal Sole è maggiore di quella della fascia degli asteroidi posta tra l'orbita di Marte e quella di Giove.

L'esplorazione di questi pianeti è cominciata negli anni '70 con il lancio delle due sonde Pioneer 10 e 11 e poi delle due Voyager. Esse hanno per la prima volta gettato uno sguardo ravvicinato sulla superficie dei giganti gassosi, svelandone alcuni misteri e facendo sorgere nuovi interrogativi. Il pianeta privilegiato, tra questi, è stato sicuramente Giove, non solo per mero interesse scientifico ma anche per la relativa facilità di raggiungimento. Infatti esso, distante "solo" circa 5 AU, è stato osservato negli anni '90 anche dalle sonde Ulysses e Galileo.

Più recentemente, la più grande e costosa, nonché complessa sonda interplanetaria mai costruita, la Cassini-Huygens, è stata lanciata con successo nel 1997 alla volta di Saturno e delle sue lune. Infine, nel

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

2006, New Horizons è stato il veicolo lanciato con la maggior velocità dalla Terra per raggiungere nel minor tempo possibile Plutone e la fascia di Kuiper.

2.1.1 Pioneer 10 e 11

Le due sonde Pioneer 10 e 11, facenti parte del più vasto programma Pioneer della NASA, furono ideate nel 1969 e lanciate una nel marzo 1972 e l'altra nell'aprile del 1973. La prima sorvolò Giove da circa 130.000 km il 3 dicembre 1973. Inviò a terra più di 300 fotografie del pianeta, della Grande Macchia Rossa e delle lune galileiane sebbene, di queste ultime, le immagini fossero poche e di bassa risoluzione. Verificò, inoltre, per la prima volta che l'eliosfera, cioè il vento solare, è esteso oltre Giove ed effettuò misurazioni del campo magnetico del pianeta che risultò 12 volte più intenso di quello terrestre. Terminata la sua missione la Pioneer 10 fu diretta verso i confini del Sistema solare che vennero superati il 13 giugno 1983 con l'attraversamento dell'orbita di Nettuno che, a quell'epoca, era più esterna di quella di Plutone. La missione è nominalmente terminata il 31 marzo 1997.

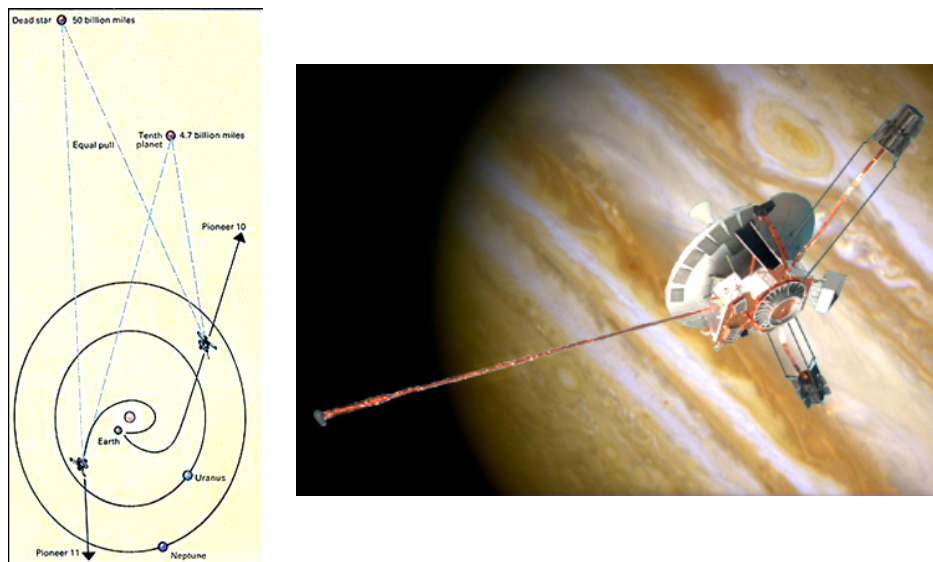


Figura 2.1 - Sonde Pioneer e loro traiettorie

La seconda sonda sorvolò Giove nel dicembre del 1974, inviò 130 foto della superficie planetaria e riprese alcuni satelliti, sempre con bassa risoluzione, scoprendo il polo sud ghiacciato di Callisto. Come il Pioneer 10 anche l'11 effettuò misurazioni sulla magnetosfera e l'atmosfera di Giove; quindi, sfruttando l'attrazione gravitazionale del pianeta, fu proiettato verso Saturno che raggiunse il primo settembre 1979. Scoprì la presenza di un nuovo anello, battezzato F, e di un nuovo satellite nelle sue vicinanze. Questa missione era importante sia per raccogliere informazioni preliminari sull'ambiente di Saturno che per riprogrammare al meglio le traiettorie delle sonde Voyager che in quel periodo avevano appena superato Giove ed erano dirette a loro volta verso Saturno. La Pioneer 11 inviò le prime foto ravvicinate di Saturno, dei suoi anelli e delle sue lune (sorvolò Titano da 360.000 km); inoltre misurò il campo magnetico del pianeta che risultò 1000 volte più intenso rispetto a quello terrestre. La NASA, il 30 settembre 1995, interruppe le comunicazioni con la sonda che si trovava, dopo oltre venti anni di attività, in cattive condizioni operative a circa 6,5 miliardi di km dalla Terra.

2.1.2 Voyager 1 e 2

Nei primi anni settanta la NASA iniziò il progetto per la costruzione delle due sonde gemelle Voyager 1 e 2 destinate a ritornare su Giove e Saturno, per poi spingere l'esplorazione (con il Voyager 2) fino ai pianeti Urano e Nettuno.

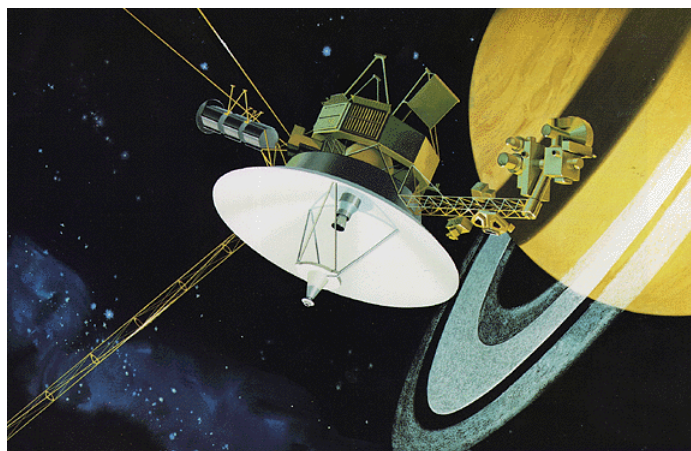


Figura 2.2 – Sonda Voyager

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

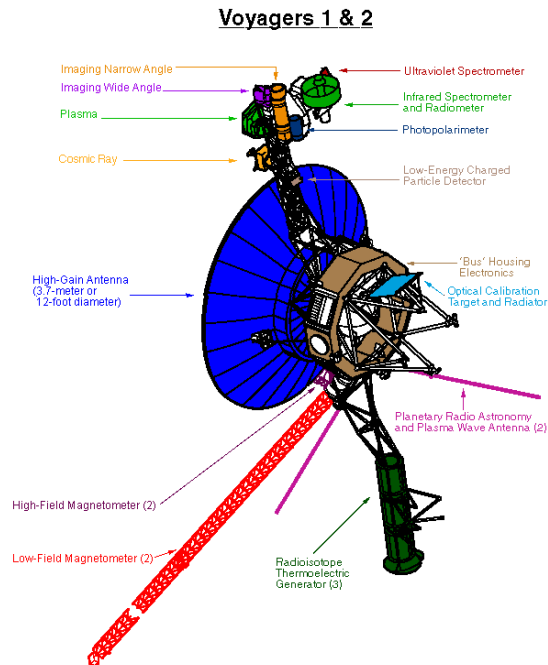


Figura 2.3 – Schema costruttivo della sonda Voyager

Il Voyager 1 che giunse a destinazione nel marzo 1979, in anticipo sull'altra sonda partita prima perché viaggiò su una traiettoria più corta, sorvolò Giove da 22.000 km ed oltre ad ottenere immagini eccellenti del pianeta, fornì anche riprese ad alta risoluzione di Io, Ganimede e Callisto; su Io scoprì almeno 12 vulcani attivi. Venne confermata l'esistenza dell'anello di Giove, furono scoperte 3 nuove lune e misurata l'estensione e i valori della magnetosfera gioviana che risultò la più estesa ed intensa fra i pianeti del Sistema Solare. Il Voyager 1 continuò quindi il suo viaggio verso Saturno, che raggiunse nel 1980. Sorvolò l'emisfero meridionale di Saturno osservando il piano inferiore degli anelli e diversi satelliti. Sorvolò Titano da circa 7000 km, rivelandone l'atmosfera rossastra che impediva di vedere la superficie.

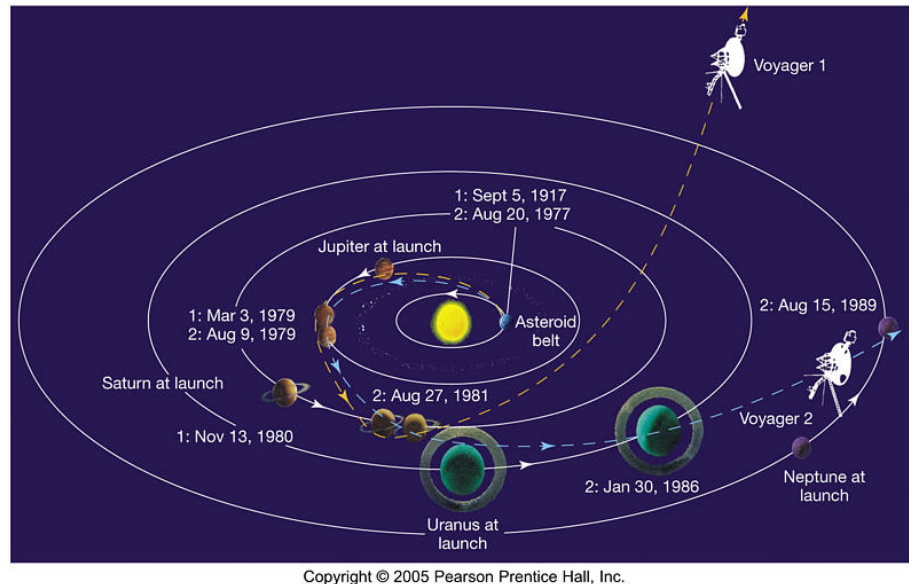


Figura 2.4 - Traiettorie seguite dalle sonde Voyager 1 e 2

Il Voyager 2 raggiunse Giove nel luglio 1979 da 700.000 km. Sorvolò quindi Europa, Ganimede e Callisto; riprese inoltre Io da circa 1.000.000 di km confermando l'intensa attività vulcanica del satellite. Poi il Voyager 2 proseguì il suo viaggio verso Saturno che raggiunse il nel 1981 e continuò successivamente alla volta di Urano, raggiunto nel gennaio 1986, e Nettuno nell'agosto 1989. I Voyager, oltre a migliorare le conoscenze e a definire meglio la forma e le caratteristiche del campo magnetico di Giove, hanno verificato che il satellite Io è connesso al pianeta da un flusso di elettroni e ioni; questo flusso trasporta una corrente di 5 milioni di ampère che fluisce da Io a Giove attraverso il campo magnetico di quest'ultimo.

Concluse le missioni principali, le Voyager sono ancora attive per la Voyager Interstellar Mission che si prevede potrà proseguire ancora per almeno un decennio.

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

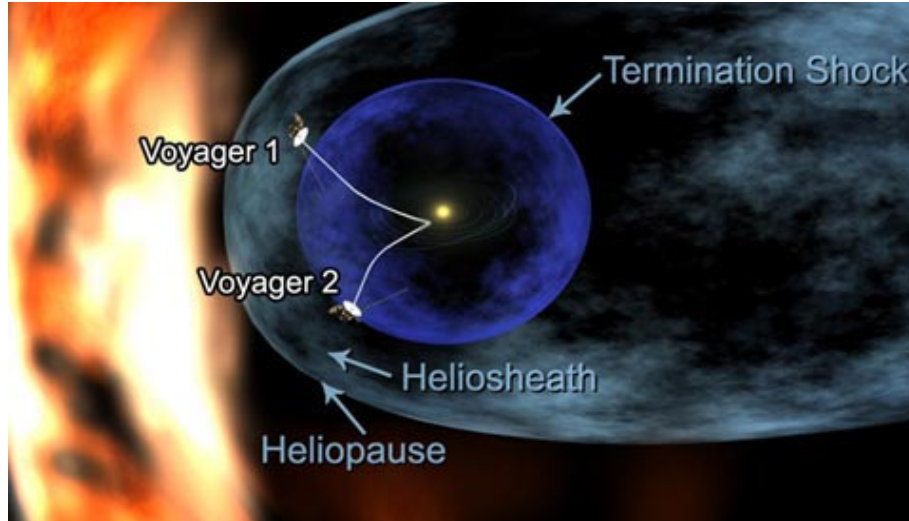


Figura 2.5 - Sonde Voyager ai confini del Sistema Solare

2.1.3 Ulysses

Lanciato dallo Space Shuttle Discovery, ha raggiunto Giove nel febbraio 1992, dove una manovra di "gravity assist", reale scopo del passaggio attorno al pianeta, lo ha posto in un'orbita solare polare, dalla quale ha potuto osservare il polo sud del Sole nel 1994 e il polo nord nel 1995. La missione Ulisse ha esplorato per la prima volta l'eliosfera ad alte latitudini lontano dal piano dell'eclittica.

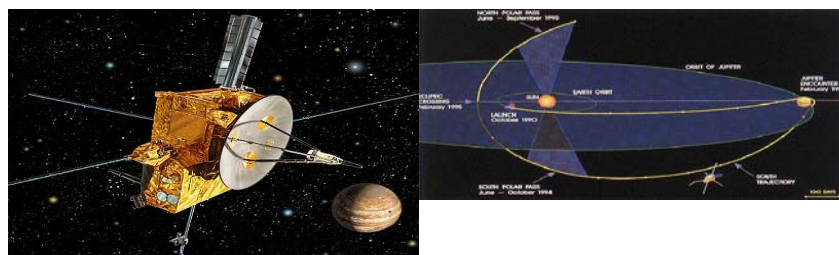


Figura 2.6 – Sonda Ulysses e sua traiettoria

2.1.4 Galileo

La sonda Galileo è costituita da due moduli: un orbiter, destinato ad entrare in orbita intorno a Giove ed una sonda (Probe), costruita per penetrare nell'atmosfera del pianeta ed analizzarla. La Galileo venne lanciata da Cape Canaveral il nel 1989 con arrivo su Giove previsto per il dicembre 1995, dopo 6 anni complessivi di viaggio. La sonda fu riprogrammata tra il gennaio e il febbraio del 1995 a causa della mancata apertura dell'antenna ad alto guadagno. Il 7 dicembre del 1995 il Probe penetrò nell'atmosfera di Giove, mentre l'orbiter si immetteva in orbita intorno al pianeta. La capsula penetrò alla velocità di 170.000 km/h protetta dallo scudo termico e rallentata dal paracadute. La capsula atmosferica penetrò fino a 156 km di profondità rispetto alla zona di riferimento dell'atmosfera gioviana prima di interrompere la trasmissione dati alla sonda madre.

La missione dell'orbiter era quella di compiere passaggi ravvicinati e ripetuti dei satelliti Ganimede, Callisto ed Europa per fornire immagini ad altissima risoluzione delle loro superfici. La missione è stata terminata con successo nel dicembre del 1997. Data la buona salute della sonda, a partire dal gennaio 1998, è stata avviata la Galileo Europa Mission con lo scopo di rivolgere particolare attenzione a questo satellite probabile candidato ad ospitare acqua allo stato liquido e quindi forme di vita primitive al di sotto della superficie. Anche quest'ultima fase è stata compiuta con un successo molto superiore alle aspettative.

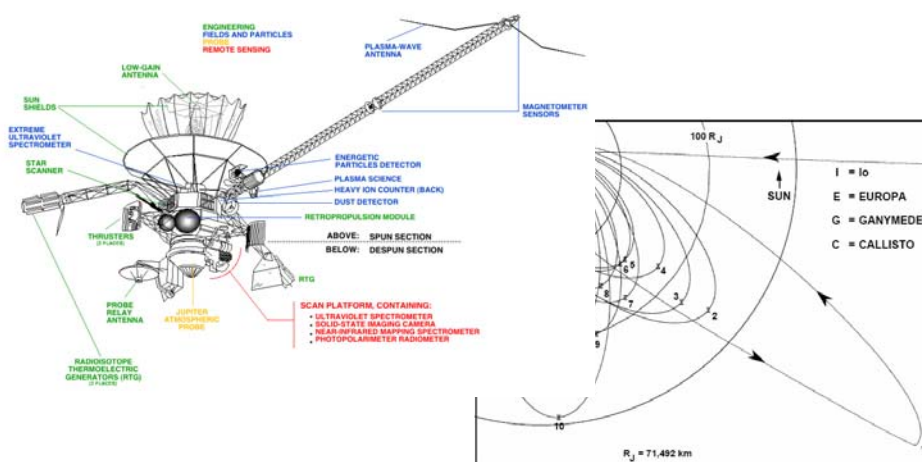


Figura 2.7 - Schema della sonda Galileo e sue orbite intorno a Giove

2.1.5 Cassini-Huygens

Nell'ottobre del 1997 la grande sonda Cassini è stata lanciata con successo verso Saturno. Numerose e sofisticate apparecchiature scientifiche stanno effettuando esperimenti e ricerche destinati ad indagare i misteri del pianeta. La sonda è stata costruita in due parti: una destinata a rimanere in orbita attorno a Saturno (Cassini) ed una destinata ad atterrare sul satellite Titano (Huygens). L'interesse per quest'ultimo è dovuto soprattutto al fatto che possiede un'atmosfera ed il suo ambiente, nonostante la bassa temperatura, è probabilmente simile a quello della terra primordiale. Cassini sta ancora inviando i suoi dati scientifici a terra fin dal 2004. La massa di Cassini e la distanza dell'obiettivo hanno reso necessario l'utilizzo di un potente Titan IV/Centaur come lanciatore. Ma anche questo non sarebbe bastato a conferire alla sonda una energia tale da raggiungere l'orbita di Saturno. È stata infatti disegnata una traiettoria inizialmente interna a quella della Terra che ha portato Cassini a sfruttare l'assist gravitazionale prima di Venere, quindi della Terra, nuovamente di Venere ed infine di Giove.

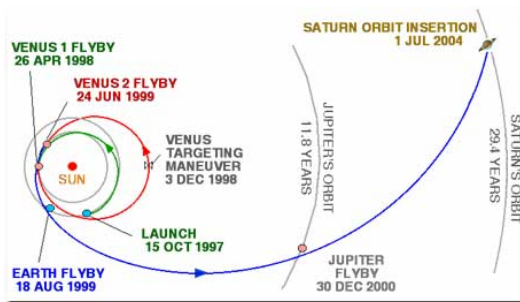


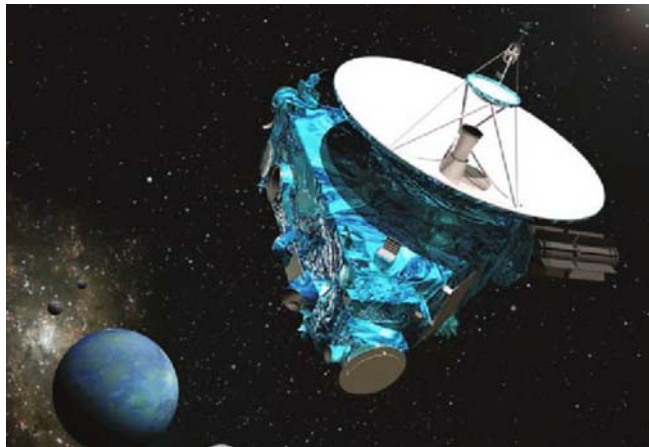
Figura 2.8 - Sonda Cassini-Huygens e sua traiettoria

2.1.6 New Horizons

Nel 2015 New Horizons sarà la prima sonda ad osservare da vicino Plutone. Essa, grazie alle sue dimensioni ridotte e ad un potente Atlas V impiegato lanciatore, è stata l'oggetto più veloce mai lanciato dalla Terra. Ha raggiunto l'orbita lunare dopo sole nove ore dalla partenza e

Capitolo II – Uso di RTG per missioni nel sistema solare esterno con propulsione elettrica

ha recentemente effettuato il fly-by su Giove che l'ha indirizzata verso il punto dove, nel 2015, Plutone, nella sua anomala traiettoria, attraverserà il piano su cui orbitano gli altri pianeti del Sistema Solare (nodo discendente). Se ben guidata, con il suo piccolo sistema propulsivo, New Horizons, passerà così vicina a Plutone da attraversare l'orbita della sua luna Charon. Due settimane dopo l'incontro ravvicinato con il sistema Plutone-Charon, la NASA ha programmato un'accensione dei motori della sonda per indirizzarla verso almeno un oggetto, di diametro superiore a 50 km, appartenente alla fascia di Kuiper che sarà raggiunto in due o tre anni. Si prevede comunque che la sonda rimarrà attiva almeno fino al 2020.



*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

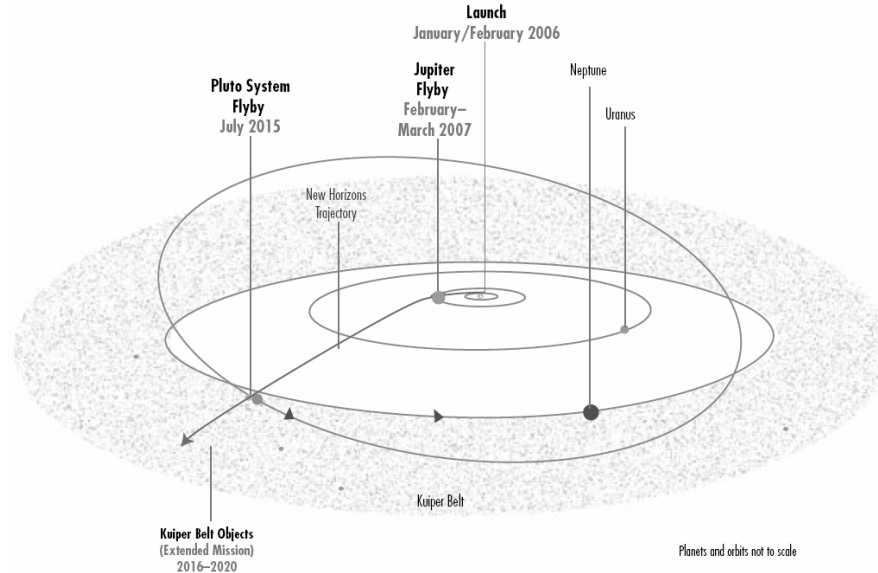


Figura 2.9 – Sonda New Horizons e sua traiettoria

2.2 Uso combinato di RTG per generazione di potenza e propulsione elettrica

Tutte le missioni descritte nel paragrafo precedente hanno fatto o fanno uso di generatori di potenza a radioisotopi, ma ne fanno un uso diverso da quello che, in questa tesi, si vuol dimostrare vantaggioso per missioni interplanetarie. Esse infatti sfruttano gli RTG solo per alimentare i sistemi di bordo, mentre, a differenza di quanto si vuol dimostrare possibile, si affidano a motori chimici per quel che riguarda la propulsione.

Cassini-Huygens infatti avrebbe dovuto dispiegare ben 500 m² delle più efficienti celle fotovoltaiche per generare, in orbita intorno a Saturno, i 700 W necessari al funzionamento dei suoi strumenti. Montare una struttura tanto ampia su Cassini avrebbe avuto un severo impatto sulla massa e quindi sul disegno e sulle operazioni della sonda. Possedere appendici tanto ingombranti avrebbe significato, montare un sistema di controllo d'assetto ben più pesante, per le frequenti rotazioni necessarie alle rilevazioni scientifiche ed alle comunicazioni con la Terra. Importante è anche il fatto che i pannelli avrebbero dovuto prevedere una struttura meccanica di dispiegamento e sarebbero dovuti essere alloggiati nel fairing del Titan IV.

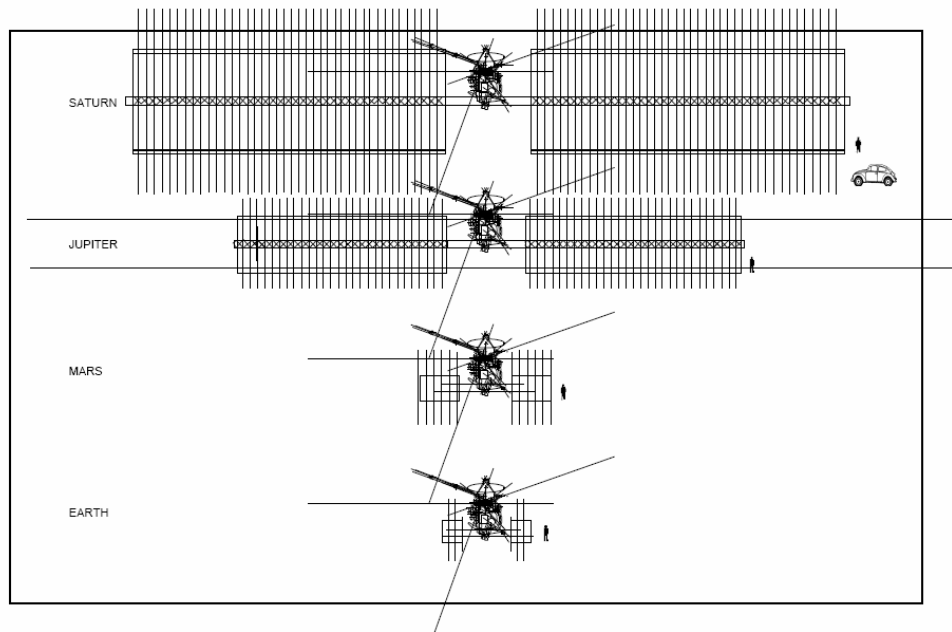


Figura 2.10 - Dimensioni degli eventuali pannelli solari di Cassini

Dopo un attento studio si è giunti alla conclusione che l'unica soluzione possibile per permettere a Cassini di montare ed alimentare tutti gli strumenti era l'adozione di un sistema di potenza basato su RTG.

Scontata invece è stata la soluzione per le sonde, come New Horizons, destinate a raggiungere i confini del Sistema Solare. Esse hanno però tutte un limite: la poca manovrabilità, l'impossibilità di variare in maniera considerevole la loro traiettoria e la loro energia senza ricorrere ad assist gravitazionali che richiedono di essere programmati a monte della missione. L'ausilio di motori chimici e la necessità di mantenere contenuta la massa limitano le possibilità di condurre operazioni di meccanica orbitale che non siano solo semplici correzioni di traiettoria. Sarebbe impossibile per una sonda come New Horizons svolgere un'operazione di cattura iperbolica su Plutone perché troppo dispendiosa in termini di propellente. Prevederla avrebbe significato imbarcare molto più propellente, con un notevole impatto ponderale, che avrebbe reso impossibile un lancio tanto energetico da portare la sonda all'appuntamento con il pianeta nel in un tempo relativamente breve.

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

Estendere l'uso di RTG anche all'alimentazione di un propulsore elettrico vorrebbe dire stravolgere completamente la strategia della missione.

Come già anticipato vantaggi e svantaggi di questo nuovo approccio nell'analisi di missione sono stati discussi da Noble [1][2][3] e Oleson [4][5][6] dagli anni '90.

Le loro strategie risultano essere profondamente diverse da quelle tradizionalmente utilizzate da veicoli dotati di propulsione elettrica, i quali compiono una spirale intorno al corpo attrattore fino al raggiungimento del raggio di destinazione. Una tale condotta necessiterebbe di una notevole quantità di propellente.

Noble ipotizza l'utilizzo di piccoli veicoli dotati di un leggero carico utile e propulsore a ioni da lanciare a bassa energia. Subito dopo il lancio il propulsore viene acceso per incrementare l'energia del veicolo fino al valore necessario a raggiungere la destinazione. Quindi seguono una fase balistica ed una di decelerazione in cui attuare un programma di steering necessario anche per la circolarizzazione dell'orbita finale.

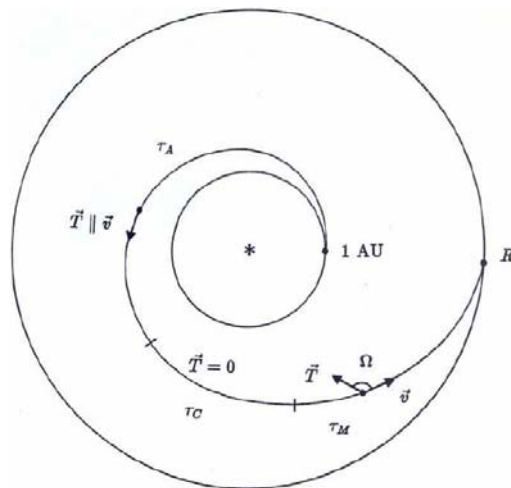


Figura 2.11 - Strategia ipotizzata da Noble

Oleson invece propone l'utilizzo di un lanciatore più potente al fine di eliminare l'iniziale fase di accelerazione a bassa spinta. Questo è motivato dalle notevoli perdite di velocità per gravità associate alla spinta in vicinanza del Sole. Il veicolo viene immesso in un'orbita

eliocentrica ellittica o addirittura iperbolica per evitare la naturale decelerazione di apogeo e raggiungere l'obiettivo nel minor tempo possibile. Quindi, dopo una fase balistica, si procede alla decelerazione e alla circolarizzazione dell'orbita.

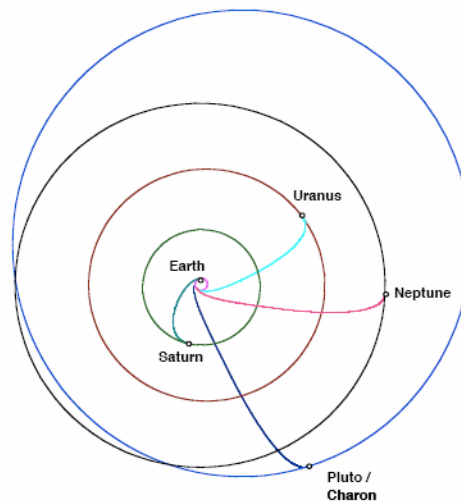


Figura 2.12 - Traiettorie ipotizzate da Oleson

A fronte di un aumento ponderale del veicolo, dovuto al numero maggiore di RTG impiegati, una volta finita la fase propulsiva, o in maniera alternata ad essa, si ha a disposizione una notevole quantità di potenza elettrica da utilizzare per alimentare gli strumenti scientifici e per trasmettere un volume maggiore di dati a terra.

Le tecnologie chiave per un veicolo con propulsione elettrica alimentata da RTG sono:

- Un piccolo ed avanzato propulsore elettrico in grado di sostenere lunghi periodi di funzionamento.
- Un sistema RTG con una massa specifica per unità di potenza prodotta più bassa possibile.
- Un veicolo spaziale leggero che riesca a trasportare un carico utile scientifico significativo e altrettanto leggero.

2.3 Possibili strategie di trasferimento basate sull'uso di RTG

La fattibilità di una traiettoria è fortemente influenzata dai parametri caratteristici del veicolo. Per un'analisi preliminare delle possibili strategie di trasferimento sono state imposte delle condizioni iniziali che restringessero il campo delle possibilità.

Innanzitutto sono stati presi in considerazione solo trasferimenti di durata inferiore a venti anni. Il livello di potenza imposto è di 1 kW. Quindi si è ipotizzata per l'intero veicolo una massa a secco, o di fine missione, di 350 kg, il che significa che, con i valori attuali di massa specifica degli RTG, di circa 200 kg/kW, il bus non deve superare i 150 kg.

La massa di propellente necessario e i valori di velocità di eccesso iperbolico di lancio (C_3) sono stati calcolati come parametri d'uscita, funzioni degli impulsi specifici presi in considerazione.

Per le caratteristiche intrinseche proprie degli RTG e dei propulsori elettrici, come già accennato, il loro utilizzo combinato è giustificato solo per grandi distanze dal Sole, quindi sono state investigate solo traiettorie verso Giove ed oltre.

Le strategie analizzate sono:

- Ibrida con accelerazione elettrica
- Ibrida con decelerazione elettrica
- Ibrida con decelerazione elettrica e cattura planetaria

Dove per "ibrida" si intende che il lancio è effettuato con razzo chimico, mentre la parte propulsiva in volo con un sistema di tipo elettrico.

Le semplificazioni che sono state assunte per l'analisi di prima approssimazione sono:

- I pianeti e il veicolo si muovono nello stesso piano (2-D)
- Le orbite dei pianeti sono circolari
- Non esistono effetti dovuti a corpi terzi
- L'angolo del vettore spinta è fissato rispetto al vettore velocità

2.3.1 Strategia ibrida con accelerazione elettrica

La strategia con accelerazione elettrica comprende un lancio ad alta energia che pone il veicolo su un'orbita eliocentrica ellittica con distanza di afelio vicina al raggio dell'orbita del pianeta di destinazione. La prima fase del trasferimento è balistica. Segue la fase propulsa dal motore elettrico il cui istante di accensione varia a seconda del ΔV di lancio e dell'impulso specifico (I_{sp}). Il vettore spinta è diretto come il vettore velocità (spinta tangenziale senza steering). Nella figura 2.13 è visibile il risultato per il calcolo di una traiettoria verso Urano con tale strategia. Nella tabella 2.1 sono esposti i relativi risultati numerici.

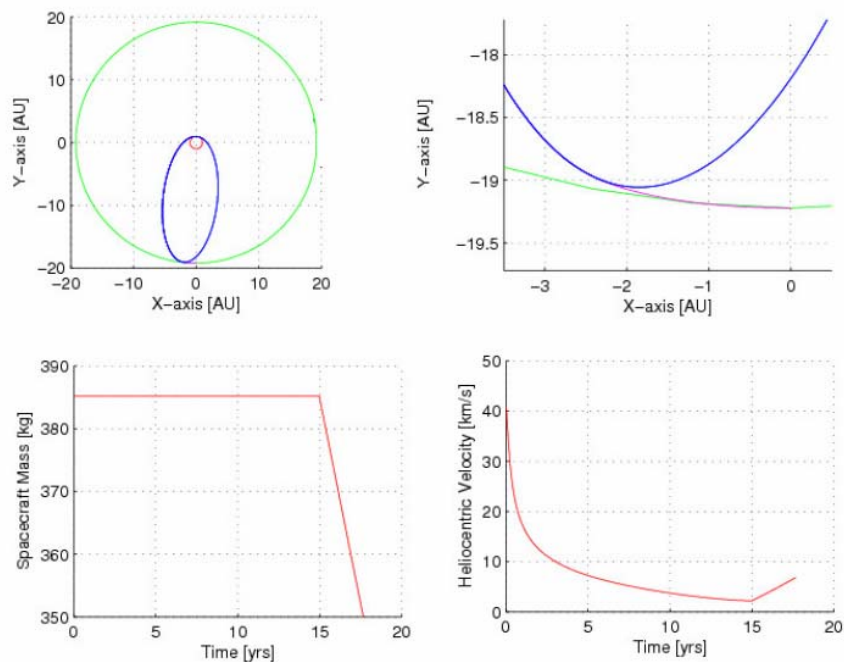


Figura 2.13 – Risultati per un trasferimento verso Urano con $I_{sp}=5000$ sec. (Il tratto magenta è relativo al periodo di propulsione elettrica)

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

Transfer results with Isp = 5000 s		
Departure C3	[km ² /s ²]	146.96
SC Heliocentric velocity	[km/s]	41.06
Departure Mass	[kg]	385
Final Mass	[kg]	350
Specific Impulse	[s]	5000
Total Transfer Time	[yrs]	17.66
Electric Time	[yrs]	2.68
Departure angle	[deg]	7.29
Electric ΔV	[km/s]	4.70

**Tabella 2.1 – Risultati numerici per un trasferimento verso Urano
con $I_{sp}=5000$ sec.**

2.3.2 Strategia ibrida con decelerazione elettrica

La strategia ibrida con decelerazione elettrica comprende un lancio ad alta energia che pone il veicolo in un'orbita eliocentrica ellittica (per il raggiungimento di Giove e Saturno), con afelio oltre l'orbita del pianeta obiettivo, o iperbolica (nel caso di Urano e Nettuno). Un vantaggio della traiettoria iperbolica è l'assenza di grandi perdite di velocità con l'allontanarsi dal Sole. Ne deriva che le distanze planetarie vengono raggiunte in minor tempo a fronte però di una maggiore decelerazione e quindi di un maggior consumo di propellente necessario alla circolarizzazione. Nella figura 2.14 è visibile il risultato per il calcolo di una traiettoria verso Nettuno con tale strategia. Nella tabella 2.2 sono esposti i relativi risultati numerici

Capitolo II – Uso di RTG per missioni nel sistema solare esterno con propulsione elettrica

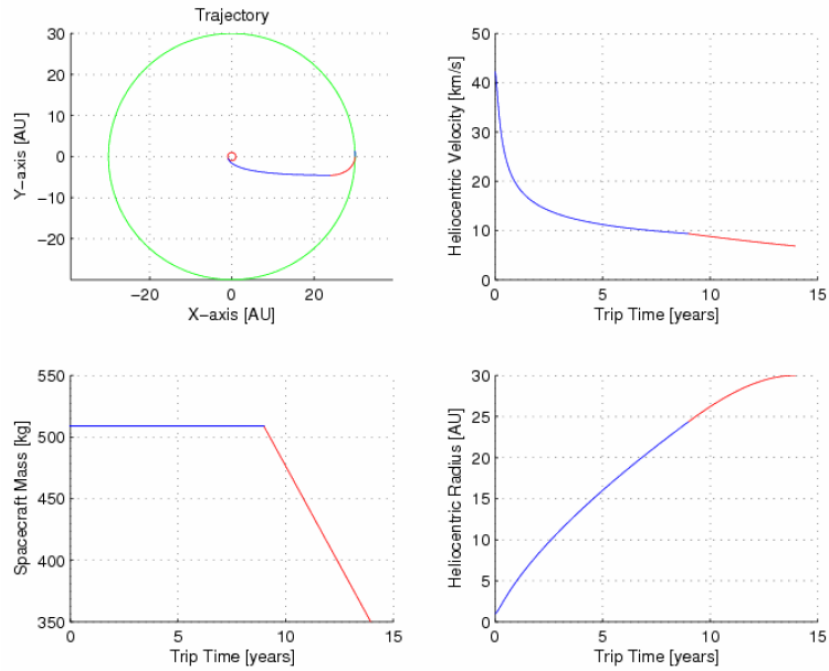


Figura 2.14 – Risultati per un trasferimento verso Nettuno con $I_{sp}=3200$ sec. (Il tratto rosso è relativo al periodo di decelerazione elettrica)

Transfer results with $I_{sp} = 3200$ s		
Departure C3	$[\text{km}^2/\text{s}^2]$	170.15
SC Heliocentric velocity	$[\text{km/s}]$	42.30
Departure Mass	$[\text{kg}]$	509
Final Mass	$[\text{kg}]$	350
Specific Impulse	$[\text{s}]$	3200
Total Transfer Time	$[\text{yrs}]$	13.96
Electric Time	$[\text{yrs}]$	4.97
Thrust angle	$[\text{deg}]$	98.35
Electric ΔV	$[\text{km/s}]$	11.76

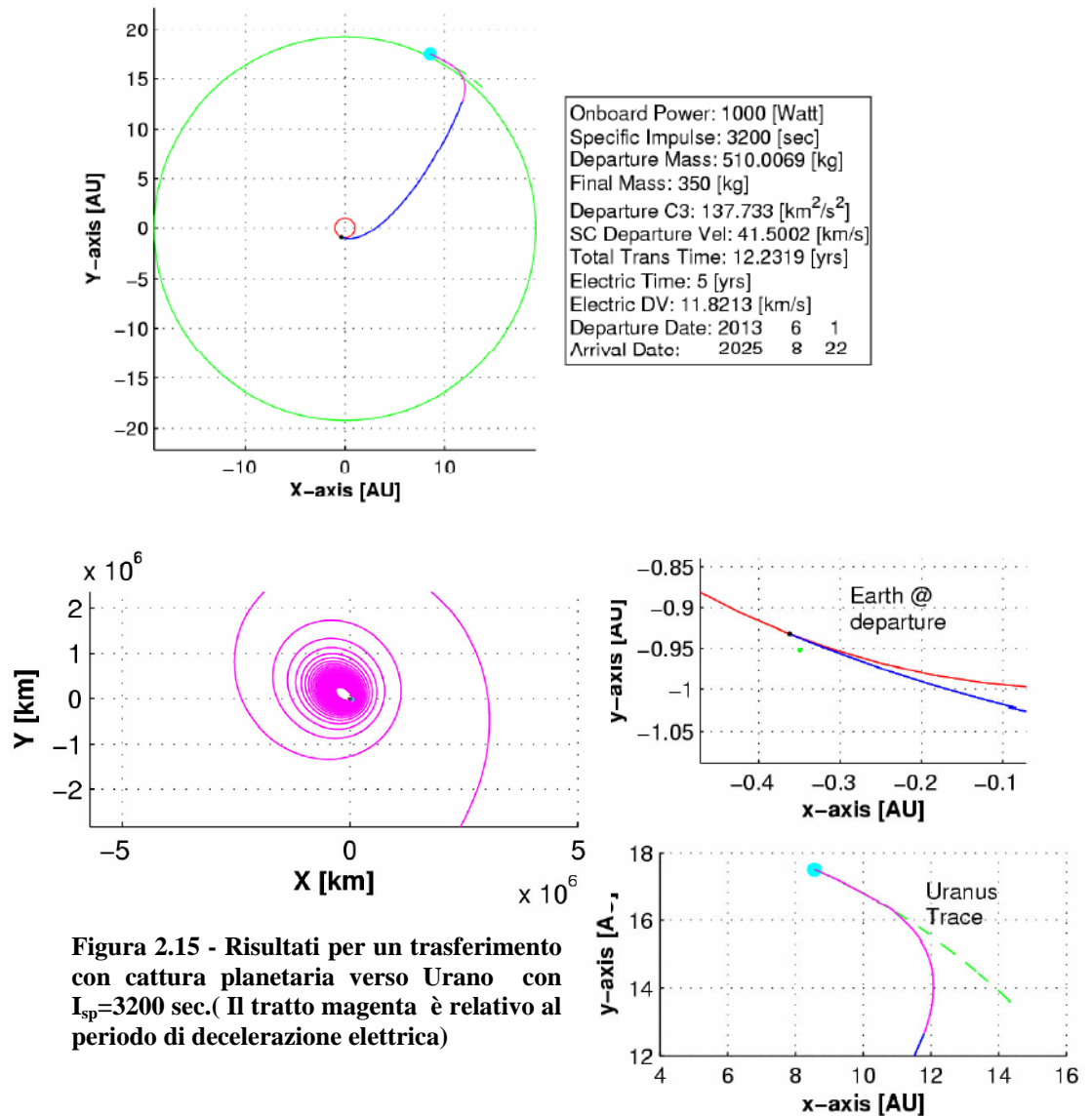
Tabella 2.2 – Risultati numerici per un trasferimento verso Nettuno con $I_{sp}=3200$ sec.

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

Un'altra grande differenza sta nell'introduzione di un angolo tra il vettore velocità e il vettore spinta che quindi non è più semplicemente tangenziale. La spinta del motore quindi serve per decelerare il veicolo ma anche per ruotare il vettore velocità rispetto al Sole fino a renderlo perpendicolare al raggio. Nella figura 2.13 è visibile il risultato per il calcolo di una traiettoria verso Nettuno con tale strategia.

2.3.3 Strategia ibrida con decelerazione elettrica e cattura planetaria

Questa strategia, logica continuazione di quella vista in precedenza, rappresenta un'intera missione interplanetaria. È quindi più realistica per quanto riguarda i risultati relativi alla massa di propellente richiesta o alla durata totale rispetto alle altre, che simulavano invece più un'operazione di rendez-vous con asteroidi o comete, per missioni di "simple return". In questo caso il vettore spinta è considerato antitangenziale perché la circolarizzazione avviene grazie alla cattura gravitazionale del pianeta di destinazione. Nella figura 2.15 sono mostrati i risultati per un trasferimento su un'orbita di Nettuno con quote di periasse ed apoasse rispettivamente di 10000 km e 350000 km.



È interessante notare il risparmio di propellente che, in una missione di trasferimento interplanetario con cattura, si può ottenere con un veicolo REP rispetto ad uno che raggiunga lo stesso obiettivo e la stessa orbita finale ma con un'operazione di cattura iperbolica con un propulsore chimico. Tale calcolo è riportato in [7]. Per esempio prendiamo il caso di Nettuno. Per compiere l'operazione sopra descritta, un veicolo REP dotato di motore a ioni con $I_{sp} = 3200$ s, impiega dai 13 ai 23 anni, cui corrisponde una massa di propellente

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

dai 379 ai 126 kg. Un veicolo convenzionale, dotato di propulsore chimico, invece, impiega dai 5 ai 27 anni, cui corrisponde una massa di propellente dai 6650 ai 320 kg. È palese quindi il vantaggio che si può trarre da una strategia REP rispetto ad una tradizionale in termini di massa al lancio. Inoltre, nel caso REP, la fase di spiraleggiamento intorno al pianeta dura circa 3.5 anni, durante i quali possono già entrare in funzione gli strumenti scientifici per l'osservazione del pianeta. Per cui il tempo di raggiungimento del pianeta può essere considerato ben inferiore a quello di immissione nell'orbita finale.

Strategia di trasferimento verso Urano	Massa di propellente (kg)	C₃ di lancio (km²/s²)	Tempo di trasferimento (anni)
REP (Isp=3200 s)	379-126	330-140	13-23
Chimico	6650-320	243-158	5-27

Tabella 2.3 – Riassunto dati di trasferimento verso Urano per due diverse strategie.

TRAIETTORIE IBRIDE CON DECELERAZIONE ELETTRICA

In questo capitolo si è scelto di approfondire la strategia di trasferimento ibrida con decelerazione elettrica, il cui studio è propedeutico al disegno dell'intera missione con cattura planetaria.

3.1 Parametri di riferimento

Per prima cosa sono stati definiti i parametri di riferimento del veicolo spaziale. In accordo con quanto scaturito dagli studi di Noble ed Oleson, si è scelta una massa a secco di 150 kg per tutti i sottosistemi escluso quello di potenza. Quindi si è impostato a 1 kW il valore di potenza a bordo. Ciò significa che gli RTG, con gli attuali valori di massa specifica di 200 kg/kW, incidono per 200 kg sulla massa del veicolo. La massa totale a fine missione, sotto l'ipotesi semplificativa che essa sia indipendente dalla quantità di propellente imbarcato al lancio, è risultata essere quindi di 350 kg. In prima approssimazione si è anche scelto di considerare la potenza a bordo interamente dedicata

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

al sistema propulsivo. Questa è solo una prima stima che verrà corretta una volta calcolato il budget di massa.

Sono stati quindi indagati i valori di tempo di trasferimento, massa finale e velocità di eccesso iperbolico di lancio (in termini di C_3) al variare, oltre che del pianeta di destinazione, di due parametri:

- durata della fase di decelerazione elettrica
- impulso specifico

Quest'ultimo è stato scelto tra i valori di 1500, 3200 e 5000 s rappresentativi degli attuali motori elettrici ad effetto Hall, a ioni ed una possibile tecnologia futura. L'efficienza del propulsore è stata fissata a 0.5 e tenuta costante. La tabella 3.1 riassume i parametri del veicolo.

Massa bus (kg)	150
Potenza a bordo (W)	1000
Massa specifica degli RTG (kg/kW)	200
Massa RTG (kg)	200
Massa totale a secco (kg)	350
Impulso specifico (s)	1500-3200-5000
Efficienza del propulsore	0.5

Tabella 3.1 - Riassunto dei parametri di riferimento del veicolo

La spinta T e il consumo specifico di propellente C_{sp} sono stati calcolati come funzioni dell'impulso specifico e della potenza assorbita:

$$T = \frac{2 \cdot \eta \cdot P}{g_0 \cdot I_{sp}} \quad (3.1)$$

$$C_{sp} = -\frac{T}{g_0 \cdot I_{sp}} \quad (3.2)$$

Dove η è l'efficienza del propulsore, P la potenza assorbita e g_0 l'accelerazione di gravità sul livello del mare.

Non essendo previsto l'incontro con il pianeta ma soltanto il raggiungimento di un'orbita finale circolare non è stato necessario indagare anche sulle possibili date di partenza e di arrivo.

3.2 Equazioni del moto di un veicolo in condizioni di spinta continua

In questo paragrafo si richiamano le equazioni del moto che sono state implementate nel calcolo delle traiettorie.

Come già accennato nel Capitolo 2, la prima parte della traiettoria per una strategia con decelerazione elettrica è caratterizzata da una fase balistica in cui il veicolo è soggetto, secondo le ipotesi fatte, alla sola forza attrattiva del Sole. Grazie infatti ad un lancio molto energetico, il tempo di permanenza all'interno della sfera di influenza della Terra risulta trascurabile rispetto ai tempi caratteristici dell'intero trasferimento; quindi, per semplicità di calcolo, l'attrazione della Terra non è stata presa in considerazione.

Con queste ipotesi il problema assume le caratteristiche di un classico problema dei due corpi e il satellite si muoverà di moto kepleriano.

L'equazione di moto kepleriano, quando cioè si consideri il solo moto relativo di un corpo secondario rispetto ad un corpo primario, trascurando gli altri effetti e mettendo in conto le sole azioni gravitazionali del primario sul secondario, assume la forma:

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{G(M+m)}{r^3}\mathbf{r} \quad (3.3)$$

Dove \mathbf{r} rappresenta la posizione del corpo secondario, di massa m , rispetto al primario di massa M e G è la costante di gravitazione universale. Poiché il corpo primario ha massa molto maggiore a quella del secondario si ha che:

$$M + m \approx M \quad (3.4)$$

E posto

$$\mu \triangleq GM \quad (3.5)$$

L'equazione del moto diventa:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\mathbf{r} \quad (3.6)$$

Nel caso preso in esame μ rappresenta il parametro gravitazionale del Sole ed assume il valore di $1.327 \times 10^{11} \text{ km}^3/\text{s}^2$.

Per quanto riguarda invece la fase di decelerazione elettrica, all'equazione differenziale di moto kepleriano va aggiunto un termine che tenga conto della modesta ma costante spinta del motore:

$$\frac{d\mathbf{v}}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}\mathbf{r} + \mathbf{a}_T \quad (3.7)$$

Dove \mathbf{a}_T rappresenta l'accelerazione dovuta alla spinta del motore. La soluzione generale della (3.7) è molto più complessa della soluzione corrispondente al moto kepleriano.

In un sistema di riferimento inerziale con origine nel centro del corpo primario, le equazioni del moto in forma polare si ottengono come segue:

$$\mathbf{r} = r\hat{\mathbf{i}}_r$$

$$\mathbf{v} = \dot{r}\hat{\mathbf{i}}_r + r\dot{\theta}\hat{\mathbf{i}}_\theta \quad (3.8)$$

$$\frac{d\mathbf{v}}{dt} = (\ddot{r} - r\dot{\theta}^2)\hat{\mathbf{i}}_r + (r\ddot{\theta} + 2\dot{r}\dot{\theta})\hat{\mathbf{i}}_\theta$$

Dove θ è l'anomalia polare mentre $\hat{\mathbf{i}}_r$ e $\hat{\mathbf{i}}_\theta$ rappresentano rispettivamente il versore radiale e tangenziale.

Considerando la (3.7) si ha:

$$\ddot{r} - r\dot{\theta}^2 + \frac{\mu}{r^2} = a_r \quad (3.9)$$

$$\frac{d}{dt}(r^2\dot{\theta}) = ra_\theta$$

Il problema si semplifica notevolmente imponendo che la spinta sia diretta nella sola direzione circonferenziale o in quella radiale, imponendo cioè uguale a zero il secondo membro di una delle due equazioni (3.9). Come già anticipato in §2.3 però, ciò non si verifica nel trasferimento con strategia con decelerazione elettrica, in cui viene introdotto un angolo maggiore di 90° e minore di 180° tra il vettore velocità ed il vettore spinta per poter concludere la circolarizzazione dell'orbita. Un angolo minore di 90° infatti implicherebbe un'accelerazione, mentre un vettore spinta con angoli negativi, cioè tra 0° e -180° , tenderebbe ad aprire la traiettoria anziché circolarizzarla.

3.3 Studio di traiettorie interplanetarie non ottimizzate con strategia ibrida con decelerazione elettrica

Il software necessario al calcolo delle traiettorie di trasferimento è stato creato in ambiente Matlab®. Le equazioni viste in §3.1.1 e §3.1.2 sono state integrate per via numerica con uno schema Runge-Kutta del 4° ordine.

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

Per ogni trasferimento studiato è stata impostata la durata della decelerazione e, integrando indietro nel tempo, si sono cercati, per via parametrica, i valori di angolo di spinta che permettevano di raggiungere l'orbita terrestre con la minor incidenza possibile. Si verificava, quindi, il valore di velocità eliocentrica nel punto di tangenza. Sottraendo vettorialmente ad esso la velocità di rotazione della Terra intorno al Sole si è risaliti al C_3 minimo per ogni trasferimento.

Questa procedura consiste nell'immaginare il satellite nella sua posizione finale ma con velocità opposta. Da qui si applica l'accelerare in una direzione che punta verso l'interno dell'orbita. Tale accelerazione nell'integrazione a ritroso equivale alla decelerazione nell'integrazione in avanti. Osservando il problema da questo punto di vista si capisce perché sia impossibile circolarizzare l'orbita con una semplice spinta antitangenziale: infatti non è verosimile che, accelerando tangenzialmente un corpo che si trova su un'orbita circolare, esso diventi verso l'interno dell'orbita stessa.

Analizziamo per ogni pianeta preso in considerazione le simulazioni dei trasferimenti. Lo schema generale di simulazione è visibile in figura 3.1, dove V è il vettore velocità, T è il vettore spinta e θ l'angolo tra di essi.

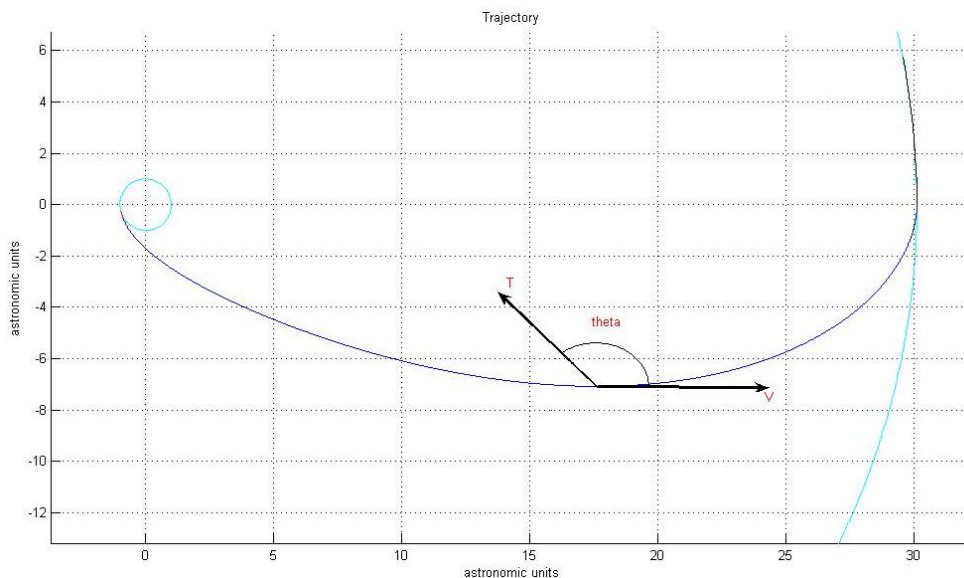


Figura 3.1 – Schema generale delle simulazioni

3.3.1 Trasferimenti verso Giove

Sin dalle prime simulazioni ci si è accorti che non era possibile incontrare l'orbita della Terra per alcun valore di impulso specifico neanche con la spinta diretta perpendicolarmente alla velocità. Anche immettendo il veicolo in un'orbita di minima energia per una strategia non accelerativa, cioè in un'orbita con la stessa energia meccanica di quella di Giove, nessun tipo di propulsore elettrico riesce a circularizzare la traiettoria di un veicolo con le caratteristiche considerate, nemmeno mantenendo acceso il motore per tutto il tempo di trasferimento e azzerando la durata della traiettoria balistica. Nella figura seguente è rappresentata la traiettoria che, in una logica a ritroso, si è avvicinata di più all'orbita della Terra. Viene anche mostrato l'andamento nel tempo di alcuni parametri importanti quali raggio e velocità in un sistema di riferimento eliocentrico, massa del veicolo ed energia meccanica specifica.

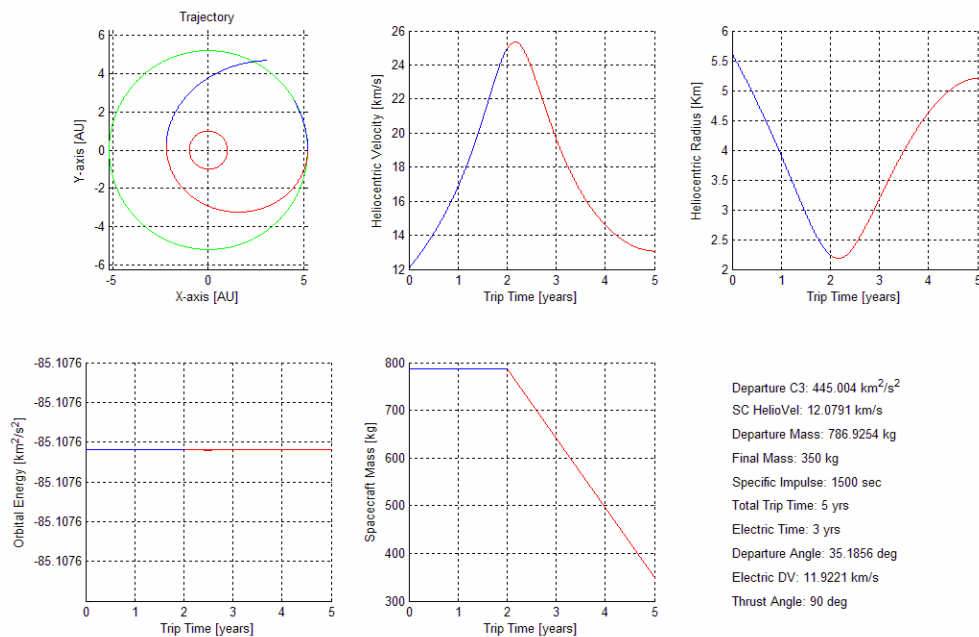


Figura 3.2 – Risultati della simulazione per un trasferimento verso Giove

A stretto rigore non è del tutto vero che la traiettoria non incontra mai quella della Terra. Prolungando infatti la durata del trasferimento

si otterrebbe un progressivo restringimento della spirale fino all'intersezione. Il risultato sarebbe però privo di rilevanza pratica a causa degli alti valori di massa al lancio ottenuti. La figura 3.2, in cui il tratto rosso è relativo alla fase propulsa, rappresenta un tentato trasferimento con angolo di spinta di 90° e impulso specifico di 1500 s. Come si può notare, l'energia meccanica non varia, restando costantemente pari a quella di Giove. Questo avviene perché la spinta del motore non fa lavoro sul veicolo essendo diretta perpendicolarmente al vettore velocità. Il mancato incontro con l'orbita terrestre rende privi di significato i valori di C_3 , massa al lancio e durata totale del trasferimento riportati a lato della figura 3.2.

3.3.2 Trasferimento verso Saturno

Per quanto riguarda Saturno il cui raggio orbitale è di circa 10 AU, si è trovato che il trasferimento è possibile solo per un valore di impulso specifico di 1500s. Ovviamente gli angoli di spinta sono sempre molto vicini a 90° e quasi tutto il tempo totale di trasferimento è impiegato nella decelerazione.

Le due figure seguenti mostrano i due casi estremi:

- Angolo di spinta di 90° a cui corrisponde il minimo tempo elettrico.
- Angolo di spinta massimo che corrisponde alla condizione di tempo elettrico pari al tempo totale di trasferimento, ma anche massima massa al lancio.

Nella prima si può notare come l'energia meccanica resti costante anche nella fase di sparo, come al solito contraddistinta dal tratto rosso, per via della spinta diretta a 90° .

Nella seconda invece, con un angolo di sparo di quasi 92° , a fronte di un maggior consumo di propellente, non si ha una diminuzione del tempo totale, anzi, la decelerazione fa sì che la traiettoria si allarghi e il tragitto si allunghi con conseguente dilatarsi dei tempi.

I valori dei C_3 sono simili ma l'aumento del tempo elettrico comporta lo stivaggio di ben 170 kg di propellente in più al lancio.

Capitolo III – Traiettorie ibride con decelerazione elettrica

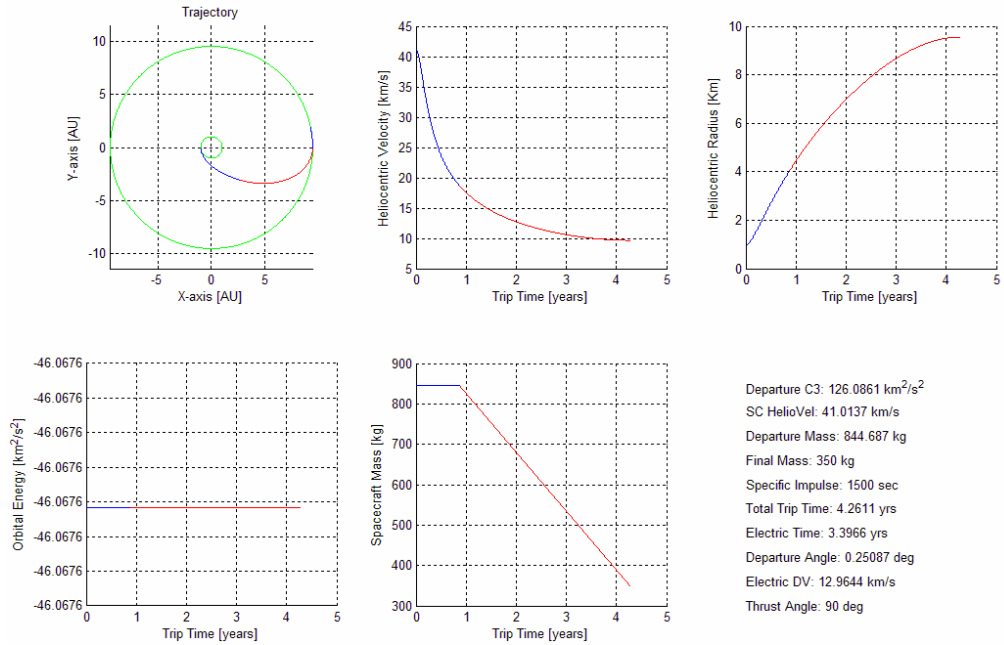


Figura 3.3 – Trasferimento verso Saturno con angolo di spinta di 90°

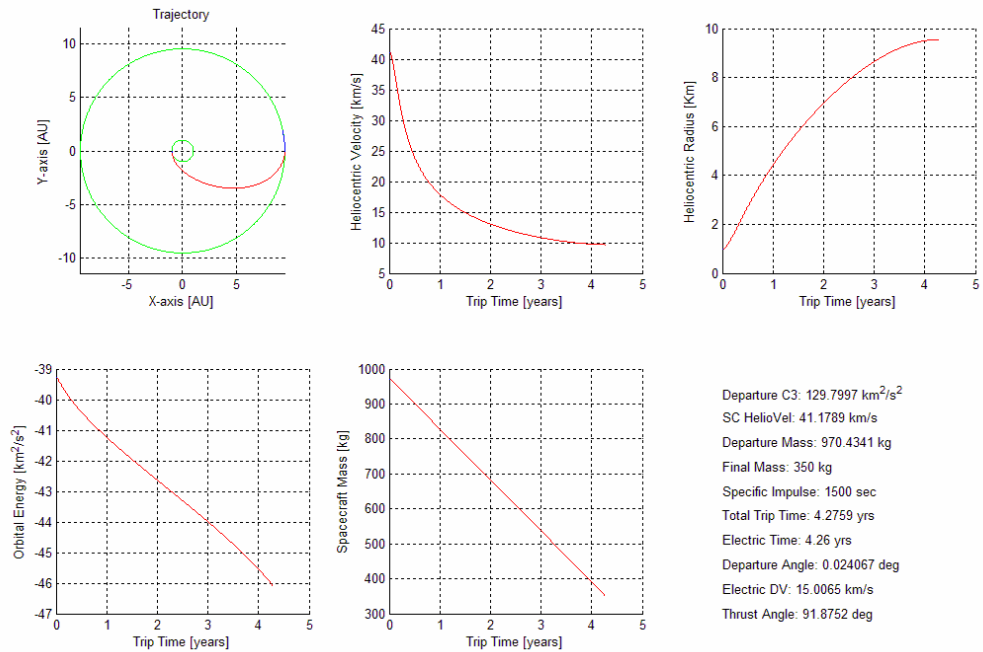


Figura 3.4 - Trasferimento verso Saturno con angolo di spinta di 92°

Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni con propulsione elettrica verso i pianeti esterni

In definitiva, quindi, discostarsi dalla soluzione di minima energia di fuga, aumentando il tempo di sparo elettrico e la massa di propellente imbarcata, non comporta vantaggi in termini di tempo totale. Con questo tipo di strategia la soluzione ottima è quella con angolo di sparo di 90° .

3.3.3 Trasferimenti verso Urano

Con l'aumentare della distanza dal Sole aumentano i tempi di trasferimento e quindi il tempo a disposizione per completare la decelerazione e la circolarizzazione. Nel caso di Urano quindi, che dista dal Sole circa 20 AU, si sono ottenuti risultati significativi per tutti i valori di impulso specifico.

A differenza di quanto avveniva per il trasferimento verso Saturno (fig. 3.3-3.4), in cui l'unica soluzione percorribile risultava essere quello per $I_{sp} = 1500$ s, in questo caso proprio la traiettoria trovata per tale valore di impulso specifico sembra essere quella meno praticabile, a causa di un'eccessiva massa al lancio trovata (fig. 3.5).

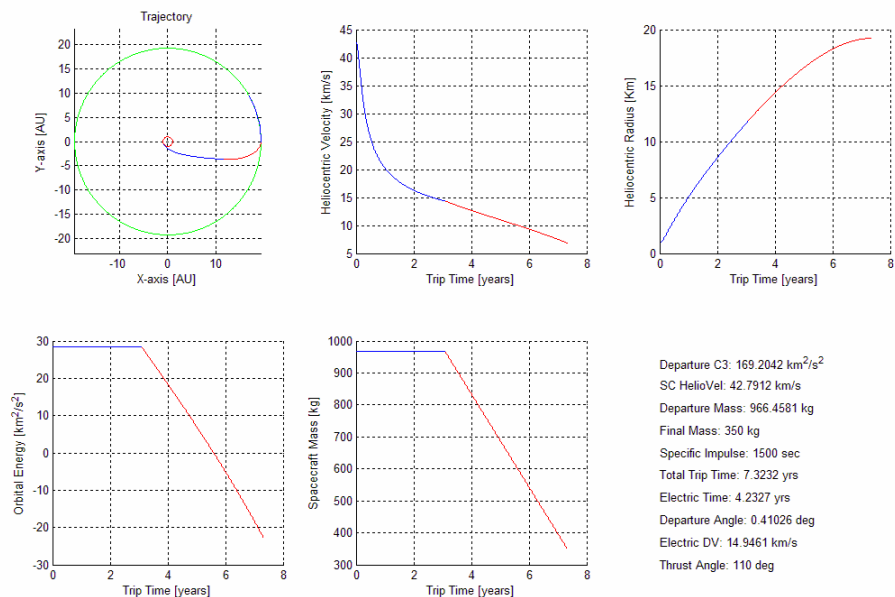


Figura 3.5 – Trasferimento verso Urano con $I_{sp} = 1500$ s e angolo di spinta di 110°

Più interessanti sono le soluzioni trovate per impulso specifico di 3200 e 5000 secondi. In quest'ultimo caso, come si può vedere dai risultati riportati a lato delle figure (fig. 3.6-3.7), a fronte di 40 kg in meno di propellente imbarcato, il tempo totale di trasferimento si allunga di un anno. I C_3 invece rimangono simili. Per i trasferimenti su Urano, l'ampio range di angoli di spinta possibili, permette di calibrare la missione secondo le varie necessità. Se si vuol arrivare a destinazione nel minor tempo possibile si sceglierà un lungo tempo di decelerazione a cui corrisponderà un ampio angolo di spinta ma anche un elevato C_3 associato ad un'alta massa al lancio. Se invece si preferisce minimizzare la massa al lancio, la soluzione ottima è quella con angolo di sparo di 90° e minima energia di fuga dalla Terra, cui però si associa il massimo tempo di trasferimento. Nelle figure 3.5, 3.6 e 3.7 viene proposta una soluzione tipo per ogni valore di impulso specifico, con un angolo compreso tra 90° ed il massimo possibile di cui si parlerà in seguito.

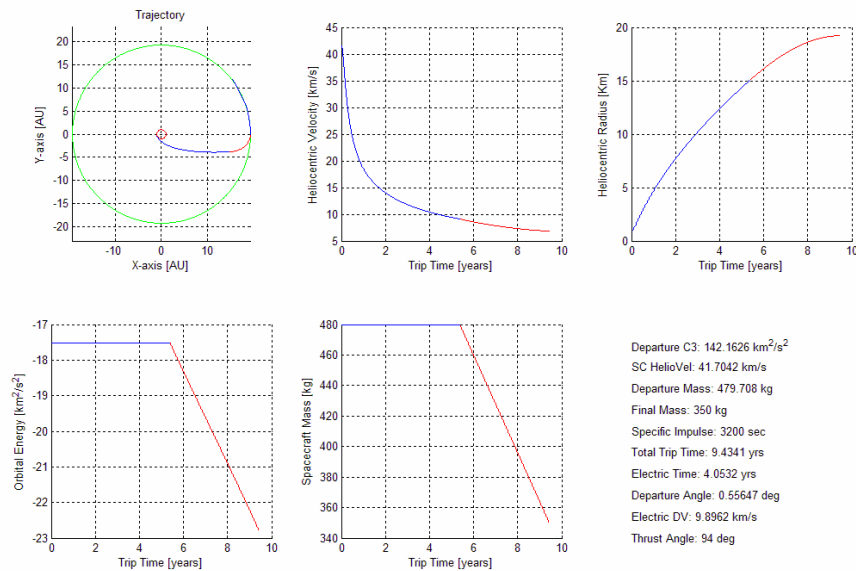


Figura 3.6 – Trasferimento verso Urano con $I_{sp} = 3200$ s e angolo di spinta di 94°

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

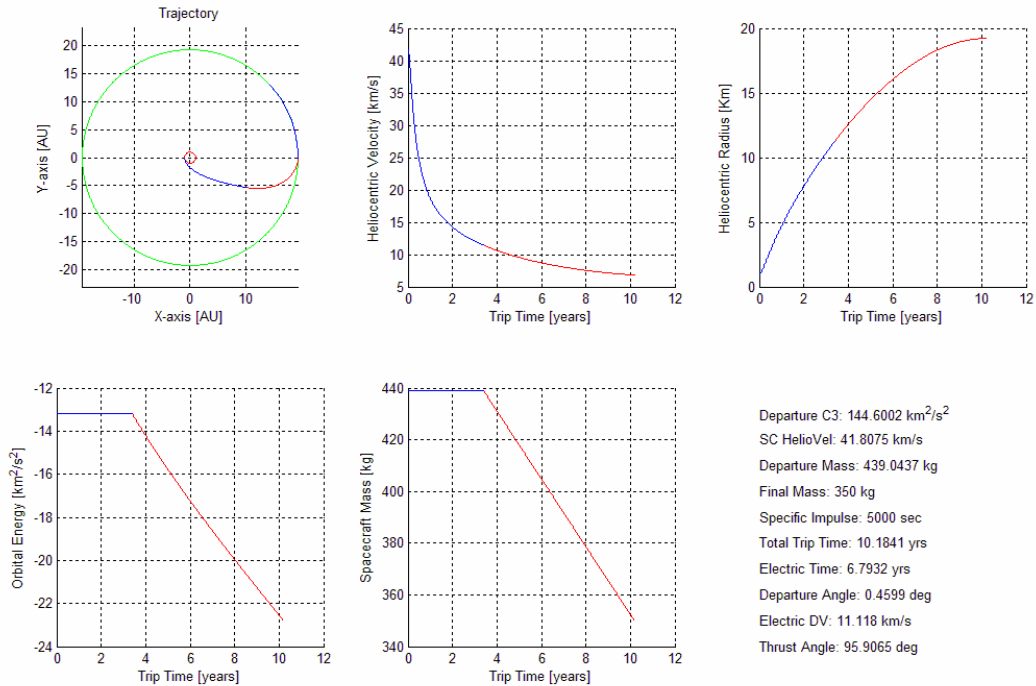


Figura 3.7 - Trasferimento verso Urano con $I_{sp} = 5000$ s e angolo di spinta di 96°

3.3.4 Trasferimenti verso Nettuno

Le soluzioni per il trasferimento verso Nettuno, che dista dal Sole circa 30 AU, sono molto simili a quelle per Urano. Anche in questo caso tutti i valori di impulso specifico danno risultati significativi. Per ogni impulso specifico vengono proposte due soluzioni: una relativa ad un'orbita eliocentrica iniziale ellittica e l'altra relativa ad un'orbita eliocentrica iniziale iperbolica.

In figura 3.8 si vede un trasferimento con angolo di spinta di 90° . L'orbita su cui si svolge il tratto balistico è ellittica. Questo spiega la brevità della fase propulsa. Infatti, avvicinandosi all'apogeo dell'orbita, il veicolo subisce una continua decelerazione per cui è facile immettersi nell'orbita finale con la strategia con massima

efficacia di circolarizzazione (con spinta a 90° appunto). Questa traiettoria risulta però molto dispendiosa in termini di tempo totale.

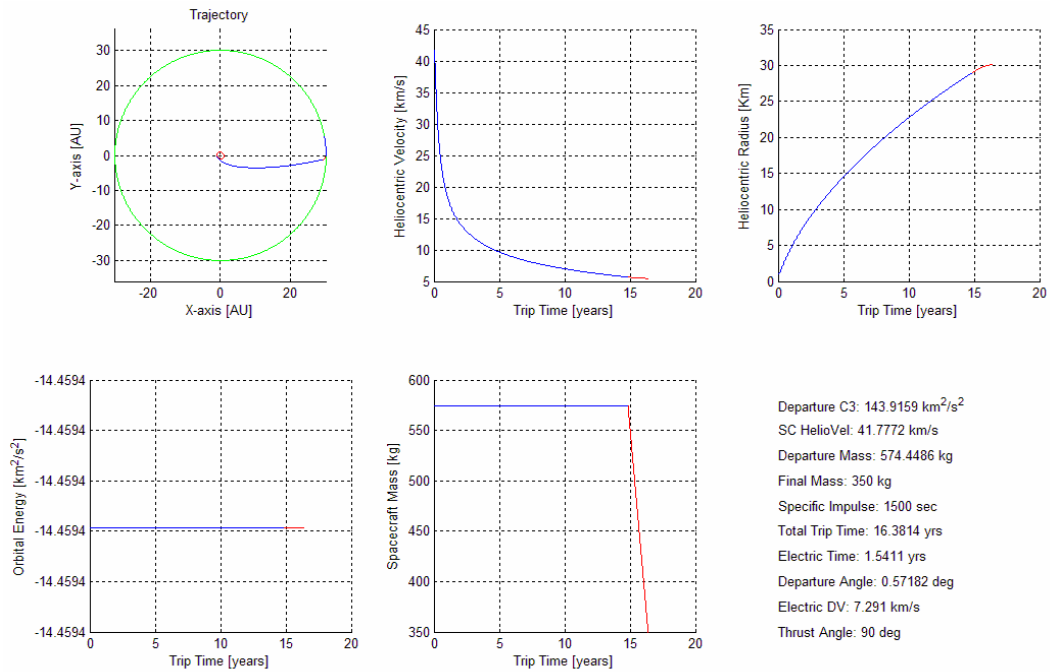


Figura 3.8 - Trasferimento verso Nettuno con $I_{sp} = 1500$ s e angolo di spinta di 90° ed orbita di partenza ellittica

Nella figura 3.9 l'angolo di spinta è mantenuto invece a 110° . Questo comporta un notevole aumento della massa e del C_3 di lancio ma anche una considerevole riduzione del tempo totale dovuto alla minor diminuzione di velocità che si ha allontanandosi dal perigeo di un'orbita iperbolica.

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

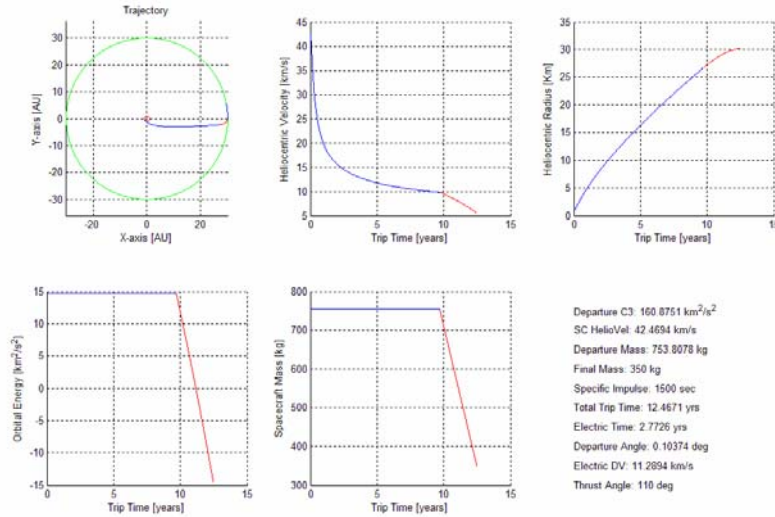


Figura 3.9 - Trasferimento verso Nettuno con $I_{sp} = 1500$ s e angolo di spinta di 110° ed orbita di partenza iperbolica

Per un impulso specifico di 3200 s o di 5000 s si nota la stessa tendenza (fig. 3.10, 3.11, 3.12, 3.13). A parità di angolo di spinta e C_3 di lancio, i tempi elettrico e totale tendono a crescere con I_{sp} .

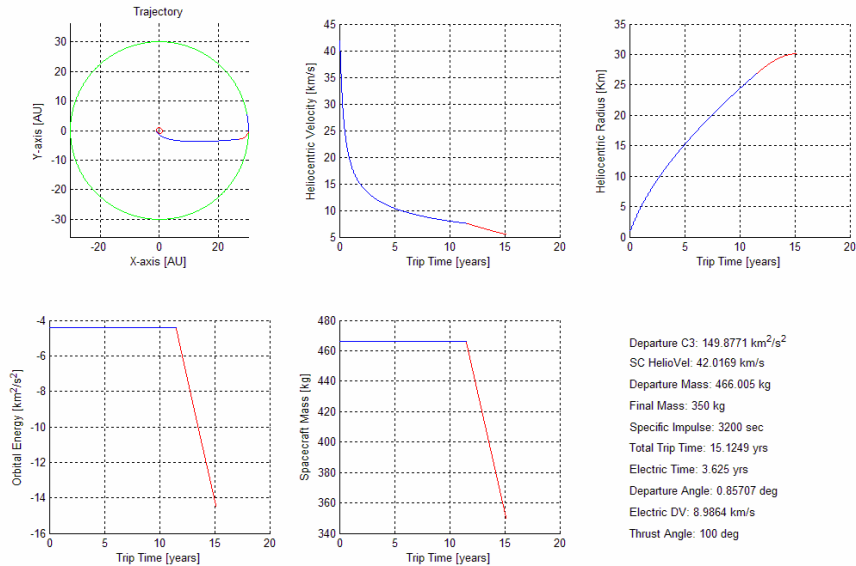


Figura 3.10 - Trasferimento verso Nettuno con $I_{sp} = 3200$ s e angolo di spinta di 100° ed orbita di partenza iperbolica

Capitolo III – Traiettorie ibride con decelerazione elettrica

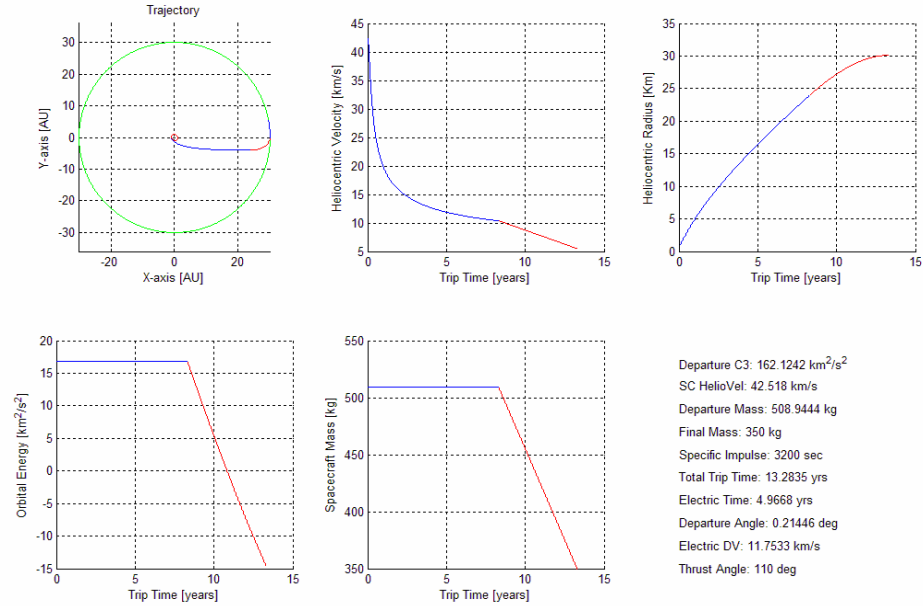


Figura 3.11 - Trasferimento verso Nettuno con $I_{sp} = 3200$ s e angolo di spinta di 110° ed orbita di partenza iperbolica

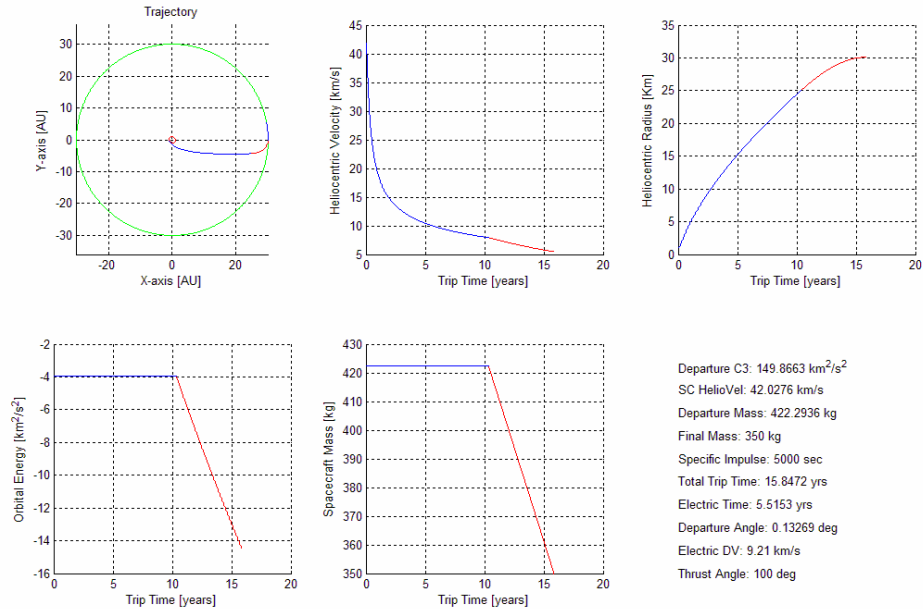


Figura 3.12 - Trasferimento verso Nettuno con $I_{sp} = 5000$ s e angolo di spinta di 100° ed orbita di partenza ellittica

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

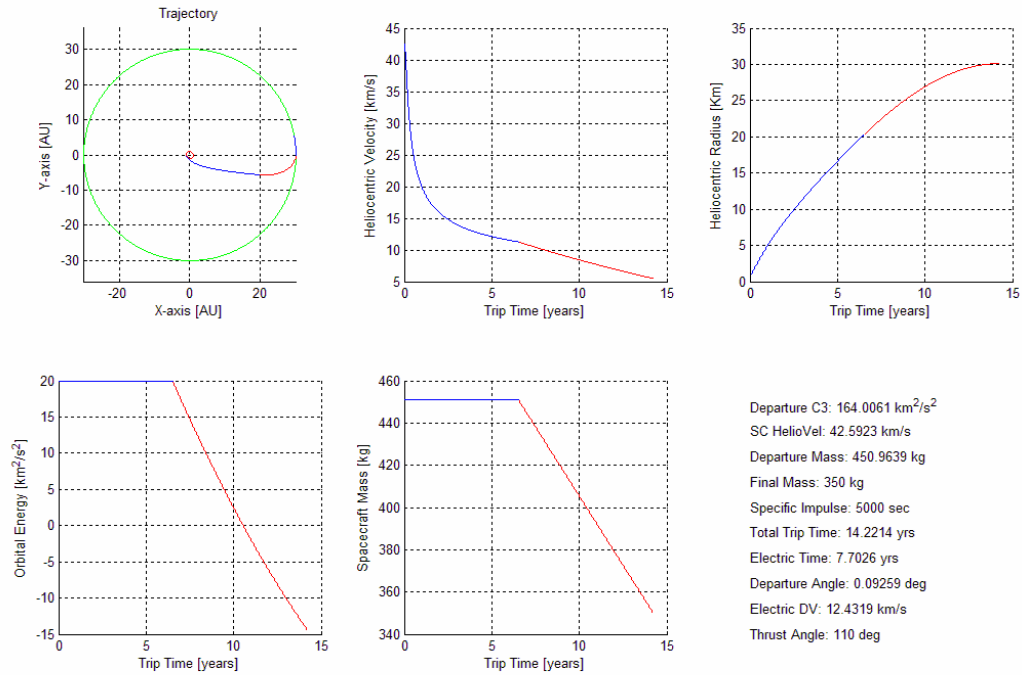


Figura 3.13 - Trasferimento verso Nettuno con $I_{sp} = 5000$ s e angolo di spinta di 110° ed orbita di partenza iperbolica

3.4 Analisi dei risultati

Nella tabella seguente sono riassunti i valori limite dei risultati delle simulazioni per trasferimenti verso Saturno, Urano e Nettuno.

Pianeta	I_{sp} (s)	M_{prop} (kg)	Dep C_3 (km ² /s ²)	Tranf. Time (yrs)	Electric ΔV (km/s)	θ (deg)
Saturno	1500	494-621	126-130	4.26-4.27	12.96-15	90-92
	3200					
	5000					
Urano	1500	286-1034	139-205	9-7.11	8.8-20	90-114
	3200	117-275	139-183	9.73-8.62	9.07-18.2	90-108
	5000	74-131.5	139-161	10-10.5	9.47-15.64	90-102
Nettuno	1500	224-1413	143.8-262	16.38-9.73	7.3-22.79	90-124
	3200	92.7-368	143.8-242	16.94-11.53	7.38-22.57	90-122
	5000	57-212	143.8-212	17.53-13.41	7.48-19.96	90-117

Tabella 3.2 – Tabella riassuntiva dei risultati ottenuti

In generale si può notare la tendenza della massa al lancio a diminuire e del tempo totale ad aumentare al cresce l'impulso specifico.

Usare un impulso specifico di 1500 secondi risulta quasi sempre troppo oneroso in termini di massa al lancio, mentre per 5000 secondi si dilatano troppo i tempi totali di trasferimento.

L'analisi è risultata utile per capire che la strategia ibrida con decelerazione elettrica non è adatta ai trasferimenti verso le orbite di Giove e Saturno, per i quali risulta migliore una strategia accelerativa.

È interessante inoltre trovare qual è l'angolo di spinta massimo per i vari trasferimenti al variare dell'impulso specifico. Per questa analisi si sono usati valori di impulso specifico diversi da quelli delle simulazioni precedenti. I risultati sono visibili in figura 3.14.

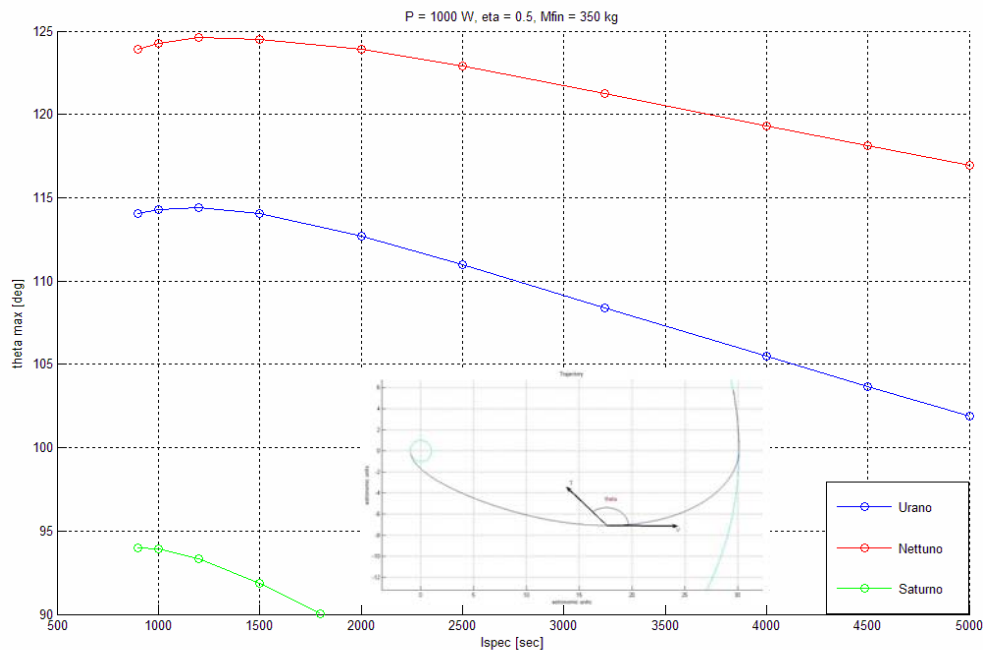


Figura 3.14 – Valori massimi di angolo di spinta al variare dell'impulso specifico

Si è già detto infatti che l'angolo minimo è di 90° , mentre il massimo deve essere sicuramente minore di 180° (spinta in direzione antitangenziale), che si è dimostrato incompatibile con la circolarizzazione dell'orbita. Per quanto riguarda Saturno gli angoli massimi rimangono sempre vicini ai 90° mentre per gli altri pianeti il range è molto più ampio. Per quanto riguarda gli angoli associati ai valori più bassi di impulso specifico, c'è da dire che essi hanno un significato puramente teorico, infatti rappresentano soluzioni associate a valori di propellente consumato e C_3 di lancio impraticabili nella realtà. Infatti, maggiore è l'angolo di spinta, più il veicolo tende a

decelerare. A parità di condizioni finali, le traiettorie che presentano alti angoli di spinta sono quelle per cui c'è maggiore necessità di decelerazione, cioè quelle che hanno una maggiore velocità di lancio (C_3).

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

STUDIO DI FATTIBILITÀ DELLA MISSIONE DI RIFERIMENTO

In questo capitolo si approfondisce lo studio di una missione di riferimento scelta sulla base di semplici considerazioni di economicità e di carattere scientifico. Viene innanzitutto calcolata la traiettoria di un veicolo avente i parametri caratteristici visti in §2, con cattura planetaria. Per fare ciò si sceglie la durata della fase propulsa da cui si ricava approssimativamente la quantità di propellente da imbarcare. Quindi viene affrontato il dimensionamento preliminare dei vari sottosistemi per ottenere un dettagliato budget di massa, si ridisegna, quindi, la traiettoria con il nuovo valore della massa di fine missione ottenuto dal dimensionamento. Viene proposta, infine, un'ipotesi di disegno del veicolo.

4.1 Scelta della missione di riferimento

Prima di iniziare lo studio di una configurazione preliminare del veicolo, bisogna definire una missione di riferimento. Questa sarà

funzione in primo luogo del pianeta di destinazione e della strategia di trasferimento scelta.

4.1.1 Scelta della strategia di trasferimento

Tra le strategie di trasferimento viste in §2 si sceglie quella ibrida con decelerazione elettrica e cattura planetaria. Essa infatti risulta essere la più completa, quella più adatta allo studio di un trasferimento interplanetario, nonché la più vantaggiosa per un veicolo dotato di propulsione elettrica alimentata da generatore a radioisotopi.

4.1.2 Scelta del pianeta di destinazione

I vantaggi maggiori derivanti dall'impiego di RTG come sorgente di energia sono l'assenza dei crolli del livello di potenza dovuti alle eclissi (e quindi il venir meno della necessità di prevedere batterie) e la virtuale costanza del livello di potenza negli anni (esiste infatti un degrado di circa il 7% annuo). Quest'ultimo, in particolare, è un vantaggio che si fa apprezzare soprattutto in missioni molto lontane dal Sole, dove il flusso di radiazione solare è molto basso e rende impossibile l'uso di pannelli solari. Inoltre il surplus di energia prodotta dagli RTG sottoforma di calore può essere convogliato nel veicolo per mantenerlo entro un intervallo accettabile di temperature anche alle distanze caratteristiche dei pianeti esterni.

Tra i pianeti candidati si sono esclusi subito Giove e Saturno; il primo perché la sua distanza dal Sole non si accorda con una strategia decelerativa, il secondo perché in questi anni è già oggetto della missione Cassini-Huygens.

Urano e Nettuno invece sono entrambi relativamente inesplorati ed interessanti. La scelta è ricaduta su Urano; in primo luogo per la maggior vicinanza e quindi per i minori tempi di missione rispetto a Nettuno; quindi per interesse scientifico: esso infatti presenta alcune anomalie rispetto agli altri pianeti del Sistema Solare come l'inclinazione dell'asse di rotazione e del campo magnetico. La minima inclinazione della sua orbita rispetto al piano dell'eclittica autorizza a considerare il problema bidimensionale.

Urano (figura 4.1) è il settimo pianeta del Sistema Solare in ordine di distanza dal Sole, il terzo per diametro e il quarto per massa. Venne inaspettatamente scoperto nel 1781 da William Herschel. La caratteristica più interessante del pianeta è l'orientamento del suo asse di rotazione. Tutti gli altri pianeti del Sistema Solare hanno il proprio asse quasi perpendicolare al piano dell'orbita, mentre quello di Urano è quasi parallelo. Ruota quindi mantenendo uno dei suoi poli verso il Sole per metà del periodo di rivoluzione con conseguente estremizzazione delle fasi stagionali. Inoltre, poiché l'asse è inclinato di 98° , la rotazione è tecnicamente *retrograda*: Urano ruota nel verso opposto a quello di tutti gli altri pianeti del Sistema Solare.

La ragione per cui l'asse di rotazione di Urano è così inclinato è sconosciuta. Forse è dovuta ad una collisione, durante le fasi di formazione, con un altro protopianeta.



Figura 4.1 – Un'immagine di Urano

Il periodo della sua rivoluzione attorno al sole è di 84 anni circa e quindi ogni 42 anni cambia il polo esposto al Sole, che ha una temperatura superiore rispetto a quella dell'equatore.

Urano è un gigante gassoso, simile a Nettuno ma leggermente più grande. La sua atmosfera, composta principalmente da idrogeno, elio e metano, è spessa 7600 km; ad essa si deve il colore ciano. La parte sottostante, più dell'80% della massa del pianeta, è formata da un liquido composto principalmente da acqua, metano ed ammoniaca, mentre la parte centrale è composta da rocce e vari tipi di ghiaccio.

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

Il campo magnetico di Urano, la cui origine è sconosciuta, è inclinato di circa 60° rispetto all'asse di rotazione. Probabilmente è generato dal movimento a profondità relativamente superficiali all'interno del pianeta. Nettuno ha un campo magnetico simile, quindi si pensa che questa stranezza non sia dovuta all'inclinazione dell'asse. La magnetosfera è attorcigliata dalla rotazione del pianeta in una spirale retrostante il pianeta stesso.

La sonda Voyager 2 è l'unica sonda spaziale ad essersi avvicinata nel 1986 al pianeta.

La tabella 4.1 riassume alcune caratteristiche del pianeta.

Parametri orbitali	
Semiasse maggiore (AU)	19.19
Perielio (AU)	18.28
Afelio (AU)	20.09
Periodo orbitale (anni)	84.07
Inclinazione sull'eclittica (deg)	0.77
Eccentricità	0.047
Dati fisici	
Diametro equatoriale (km)	51118
Volume (m ³)	$6.82 \cdot 10^{22}$
Massa (kg)	$8.68 \cdot 10^{25}$
Albedo	0.65

Tabella 4.1 – Caratteristiche di Urano

4.1.3 Scelta dei parametri di missione

Per definire completamente la missione vanno anche stabiliti il valore dell'impulso specifico, del tempo dedicato alla fase propulsa e delle quote di apogeo e perigeo dell'orbita di arrivo. Noti questi parametri si cercheranno in uscita il valore del C_3 di lancio e del tempo totale del trasferimento. La massa al lancio è invece univocamente determinata dalla massa a secco del veicolo e dal tempo di sparo. L'impulso

specifico è stato fissato, con l'ausilio della tabella 3.2, a 3200 s. La spinta, per la strategia con cattura planetaria, è costantemente antitangenziale per cui non è stato necessario indagare sull'angolo di sparo. È stato invece necessario condurre una ricerca sull'argomento del perigeo (ω) dell'orbita finale intorno a Urano nel sistema di riferimento planetocentrico e sulle date di arrivo e partenza basandosi sul calcolo delle Effemeridi. Le quote di periasse ed apoasse scelte sono rispettivamente 10000 e 350000 km. Tali valori sono stati scelti per garantire, nello stesso tempo, la possibilità di osservazione del pianeta e un tempo di cattura non eccessivo derivati per similitudine dalla missione Cassini.

Dopo le simulazioni per diversi valori di impulso specifico e tempi di sparo elettrico si è deciso di escludere gli I_{sp} di 1500 e 5000 s.

Il primo perché implicava valori di frazione di massa troppo elevati. Necessitava quindi di una massa eccessiva alla partenza che non garantiva la fattibilità del lancio ai valori di C_3 necessari all'immissione sull'orbita desiderata (figura 4.2) con gli attuali lanciatori.

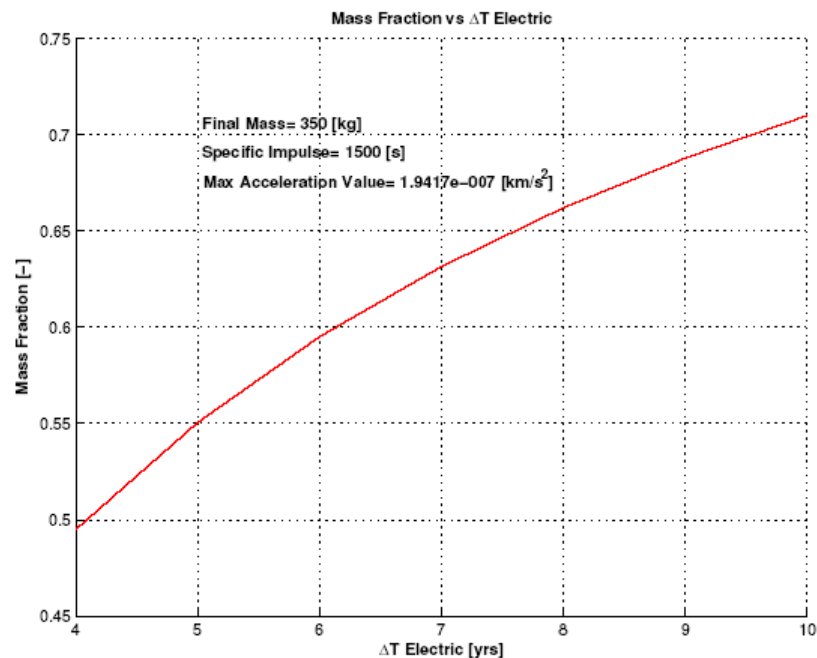


Figura 4.2 – Andamento della frazione di massa con il tempo di sparo elettrico per un veicolo dotato di propulsore con $I_{sp} = 1500$ s

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

Il secondo perché prolungava la missione oltre tempi ragionevoli (figura. 4.3).

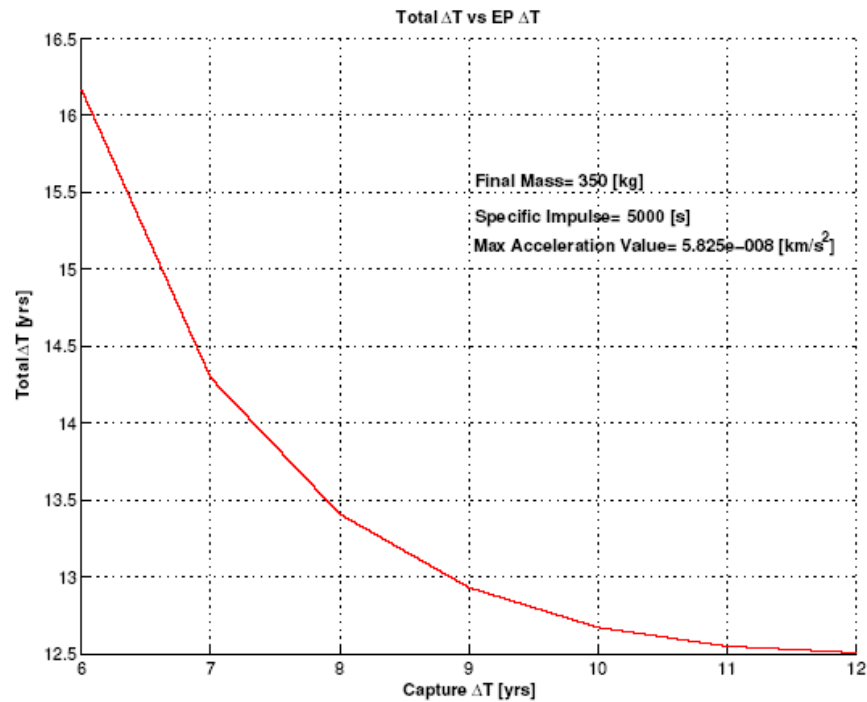


Figura 4.3 – Andamento del tempo totale di missione con il tempo di sparo elettrico per un veicolo dotato di propulsore con $I_{sp} = 5000$ s

Un bilancio di questi due parametri, frazione di massa e tempo totale, per un veicolo dotato di propulsore con $I_{sp} = 3200$ s, ci permette di scegliere definitivamente il tempo di sparo elettrico.

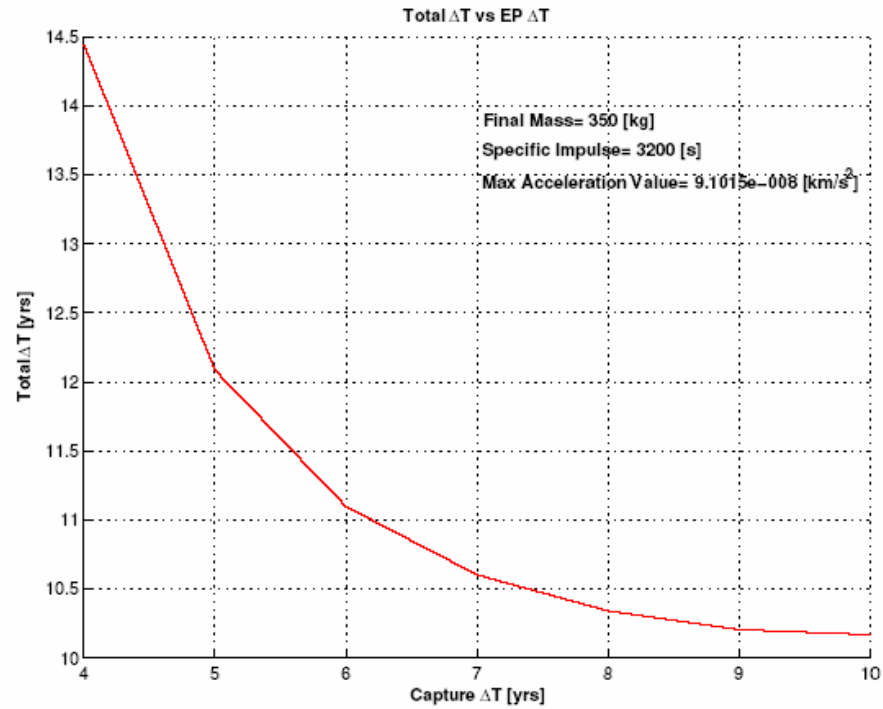


Figura 4.4 - Andamento del tempo totale di missione con il tempo di sparo elettrico per un veicolo dotato di propulsore con $I_{sp} = 3200$ s

Osservando in figura 4.4 si può notare l'andamento quasi iperbolico della curva che presenta un ginocchio in corrispondenza di un tempo di decelerazione elettrica di 6 anni. La scelta del tempo di sparo elettrico ricade però sul valore di 7 anni in virtù di una decisa diminuzione del tempo totale di trasferimento rispetto a 6 anni. Non si aumenta ulteriormente questo parametro perché aumenterebbe anche la frazione di massa, che invece ha un andamento quasi lineare con il tempo di sparo, e di conseguenza aumenterebbe la massa alla partenza senza ottenere un sensibile miglioramento del tempo totale (fig. 4.5)

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

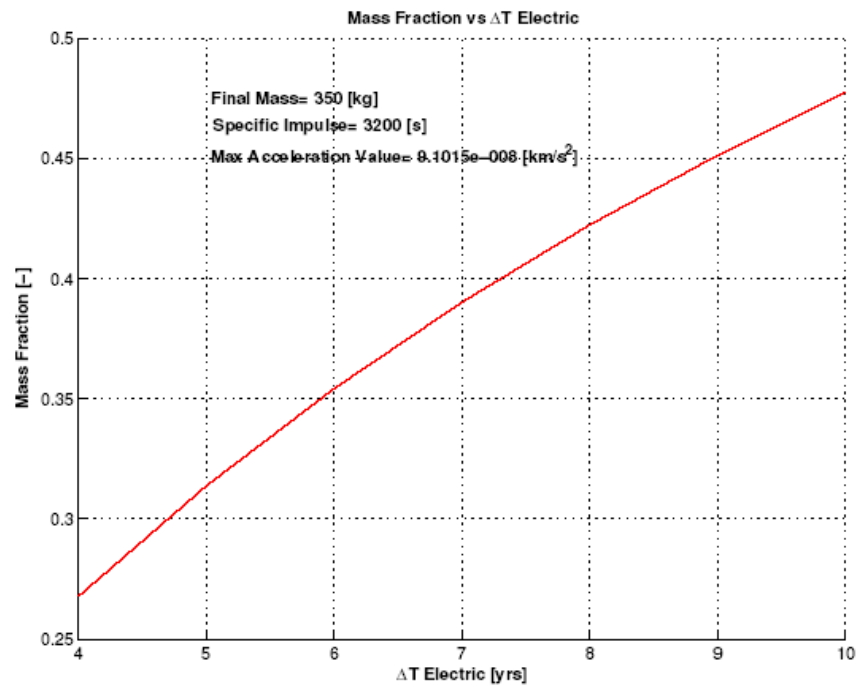


Figura 4.5 - Andamento della frazione di massa con il tempo di sparo elettrico per un veicolo dotato di propulsore con $I_{sp} = 1500$ s

Così impostata la missione prevede una durata totale inferiore agli 11 anni e una frazione di massa di 0.39 che corrisponde ad una massa al lancio di 574 kg di cui 224 di propellente dedicato alla decelerazione e alla cattura, come illustrato nella tabella seguente.

L'orbita finale su Urano presenta un argomento del perigeo $\omega = 333.83^\circ$ nel sistema di riferimento planetocentrico.

Departure date	2015-6-12
Arrival date	2026-3-5
Onboard power (W)	1000
Specific Impulse (s)	3200
Departure mass (kg)	574
Final mass (kg)	350
Departure C_3 (km ² /s ²)	160
Total Time (yrs)	10.7346
Electric Time (yrs)	7
S/C Departure Vel. (km/s)	42.3511
Electric ΔV (km/s)	15.5329
Periapsis altitude (km)	10000
Apoapsis altitude (km)	350000

Tabella 4.2 – Caratteristiche della missione ottenuta

Nella simulazione è stata considerata costante l'efficienza del generatore di potenza RTG e quindi la potenza disponibile a bordo. La quantità di propellente necessaria al controllo di assetto del satellite durante il trasferimento è stata inizialmente trascurata. Le figure seguenti illustrano il trasferimento ottenuto in tutte le sue fasi.

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

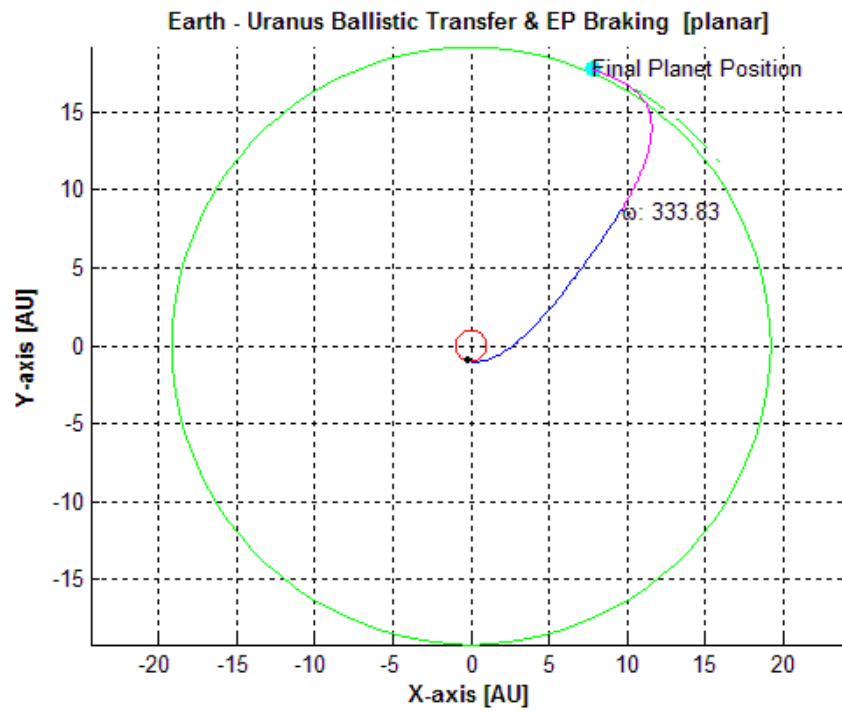


Figura 4.6 – Traiettoria della missione di riferimento

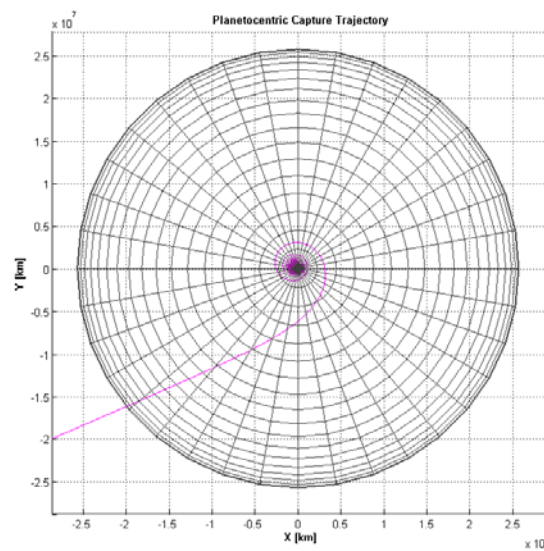


Figura 4.7 – Cattura da parte del pianeta

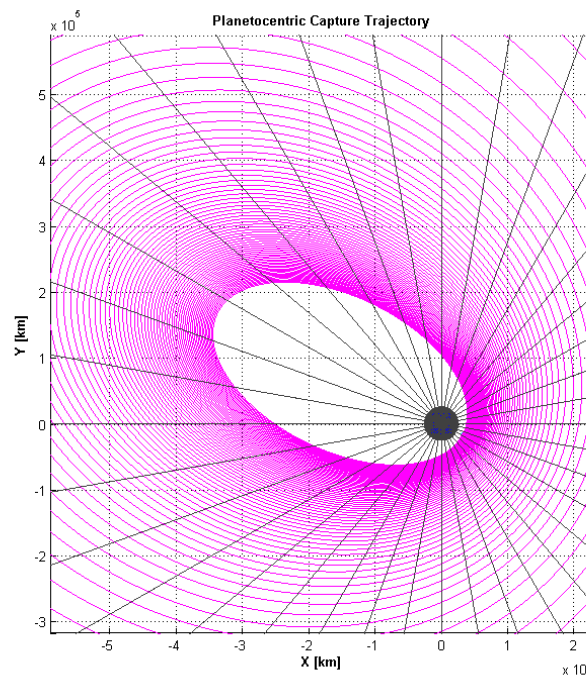


Figura 4.8 – Spiraleggiamento e raggiungimento dell'orbita finale

4.2 Dimensionamento dei sottosistemi

In questo paragrafo viene stimato l'impatto ponderale di ogni sottosistema per giungere al budget di massa preliminare del veicolo.

4.2.1 Sottosistema di potenza

La potenza a bordo del satellite viene fornita da più moduli di RTG. I sistemi RTG garantiscono costanti livelli di potenza a bordo per decine di anni con un minimo degradamento delle prestazioni. Il loro

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

funzionamento, a differenza dei pannelli solari, è indipendente dalla distanza dal Sole e dalle eclissi e questa caratteristica li rende particolarmente adatti a missioni interplanetarie verso i pianeti esterni e i confini del Sistema Solare. La loro efficienza è circa del 7% (BOL) ed anch'essa diminuisce con gli anni, quindi, a fronte di 1 kW di potenza utile generata i moduli devono prevedere un sistema di smaltimento di una potenza termica molto superiore. Inoltre il bus del veicolo, contenente la strumentazione, deve essere adeguatamente schermato per evitare irraggiamento ed interferenze.

Dei vari tipi di RTG attualmente in produzione o in fase di sviluppo sono stati scelti i GPHS-RTG (General Purpose Heat Source) perché affidabili, collaudati e già largamente impiegati con successo in molte missioni simili (Cassini-Huygens, New Horizons). La figura 4.9 mostra lo schema costruttivo di un modulo GPHS, le tabelle seguenti l'andamento dell'efficienza negli anni.

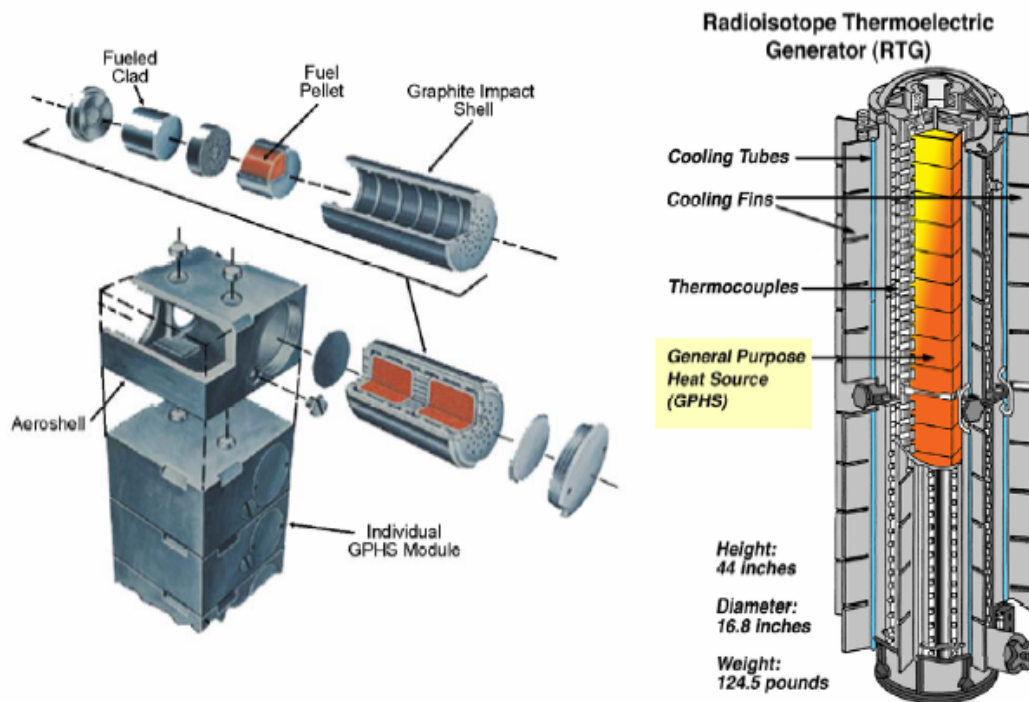


Figura 4.9 – Schema costruttivo di un modulo GPHS

GPHS-RTG (nominal values)				
	Operating Life years	Thermal Power W _{th} 18 GPHS	Conversion efficiency, η	Electrical Power W _e
Test- Storage	0	4400	6,82%	300,0
	1	4.365	6,76%	295,0
Mission Operation (BOM-EOM)	2	4.331	6,70%	290,2
	3	4.297	6,64%	285,4
	4	4.263	6,68%	280,7
	5	4.230	6,63%	276,0
	6	4.196	6,47%	271,5
	7	4.163	6,41%	267,0
	8	4.130	6,36%	262,6
	9	4.098	6,30%	258,3
	10	4.066	6,25%	254,0
	11	4.034	6,19%	249,8
	12	4.002	6,14%	245,7
	13	3.970	6,09%	241,6
	14	3.939	6,03%	237,6
	15	3.908	5,98%	233,7
	16	3.877	5,93%	229,9
	17	3.847	5,88%	226,1
	18	3.817	5,83%	222,3

No. of GPHS-RTGs				
1	2	3	4	5
weight, kg				
56	112	168	224	280
Power, We				
300	600	900	1.200	1.500
295	590	885	1.180	1.475
290	580	871	1.161	1.451
285	571	856	1.142	1.427
281	561	842	1.123	1.403
276	552	828	1.104	1.380
271	543	814	1.086	1.357
267	534	801	1.068	1.335
263	525	788	1.050	1.313
258	517	775	1.033	1.291
254	508	762	1.016	1.270
250	500	749	999	1.249
246	491	737	983	1.228
242	483	725	967	1.208
238	475	713	951	1.188
234	467	701	935	1.169
230	460	690	919	1.149
226	452	678	904	1.130
222	445	667	889	1.112
Max envelope				
		Diameter	0,46	m
		Length	1,16	m

Tabelle 4.3 e 4.4 – Generazione di potenza per un sistema basato su GPHS-RTG

I Multi-Mission RTG (MMRTG), visibili in figura 4.10, sono stati invece scartati per la minor efficienza e l'ancor troppo elevato rapporto massa-potenza.

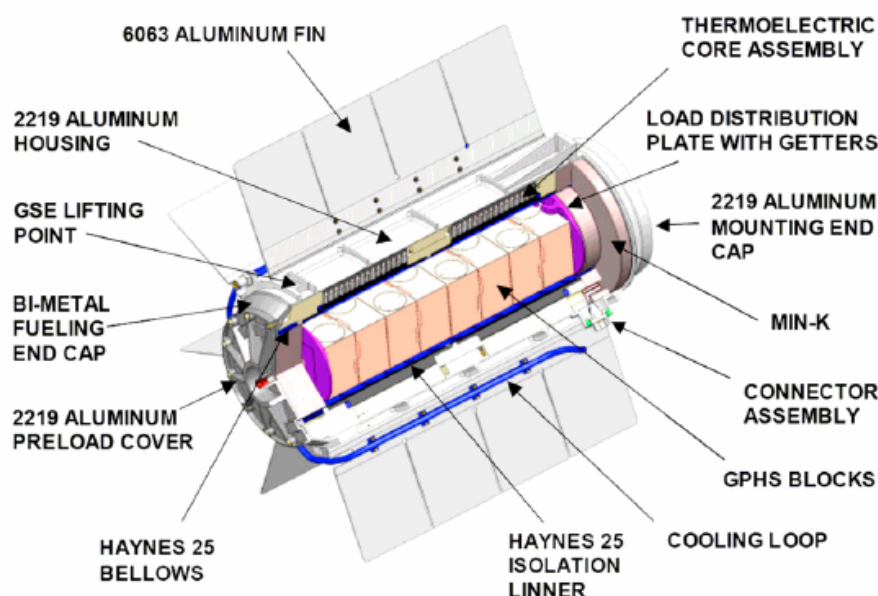


Figura 4.10 – Configurazione di un modulo MMRTG

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

Le tabelle seguenti mostrano la diminuzione negli anni dell'efficienza dei moduli MMRTG.

MMRTG (current design values)					No. of MMRTGs											
Test- Storage	Operating Life years	Thermal Power W_{th}	Conversion efficiency, η	Electrical Power W_e	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
		8 ECPHS														
Mission Operation (BOM EOM)	0	2000	6.25%	125.0	43	86	129	172	215	258	301	344	387	430	473	516
	1	1.964	6.20%	122.9	125	250	375	500	625	750	875	1.000	1.125	1.250	1.375	1.500
	2	1.969	6.14%	120.9	123	245	369	492	615	738	861	983	1.105	1.229	1.352	1.475
	3	1.963	6.09%	118.9	121	242	363	484	605	726	846	967	1.088	1.209	1.330	1.451
	4	1.958	6.03%	116.9	119	238	357	476	595	713	832	951	1.070	1.189	1.308	1.427
	5	1.953	5.98%	115.0	117	234	351	468	585	702	819	936	1.052	1.169	1.286	1.403
	6	1.947	5.93%	113.1	115	230	345	460	575	690	805	920	1.035	1.150	1.265	1.380
	7	1.942	5.88%	111.2	113	226	339	452	566	679	792	905	1.018	1.131	1.244	1.357
	8	1.877	5.83%	109.4	111	222	334	445	558	667	779	890	1.001	1.112	1.224	1.335
	9	1.863	5.78%	107.6	109	219	328	438	547	656	766	875	985	1.094	1.203	1.313
	10	1.848	5.73%	105.8	108	215	323	430	538	646	753	861	969	1.076	1.183	1.291
	11	1.833	5.68%	104.1	106	212	317	423	529	635	741	846	952	1.058	1.164	1.270
	12	1.819	5.63%	102.3	104	208	312	416	520	624	728	833	937	1.041	1.145	1.249
	13	1.805	5.58%	100.7	102	205	307	409	512	614	716	819	921	1.023	1.126	1.228
	14	1.791	5.53%	99.0	101	201	302	403	503	604	705	806	908	1.007	1.107	1.208
	15	1.776	5.48%	97.4	99	198	297	396	495	594	693	792	891	990	1.089	1.188
	16	1.762	5.43%	95.7	97	195	292	389	487	584	681	779	876	974	1.071	1.168
	17	1.749	5.39%	94.2	96	191	287	383	479	574	670	766	862	957	1.053	1.149
	18	1.735	5.34%	92.6	94	188	282	377	471	565	659	753	847	942	1.036	1.130
					93	185	278	370	463	556	648	741	833	926	1.019	1.111

Max envelope	Diameter	0,64	m
	Length	0,65	m

Tabelle 4.5 e 4.6 - Generazione di potenza per un sistema basato su MMRTG

Infine gli Stirling Radioisotope Generator (SRG), nonostante il loro utilizzo sia stato previsto per alcune missioni NASA verso lo spazio profondo in partenza nel 2014-2015 (Innovative Interstellar Explorer: IIE) e i maggiori valori di efficienza, allo stato dell'arte, presentano un rapporto massa-potenza ancora troppo elevato. Inoltre il loro funzionamento necessita di magneti mobili e questo implica l'insorgere di nuove problematiche per l'intero disegno del satellite e della missione.

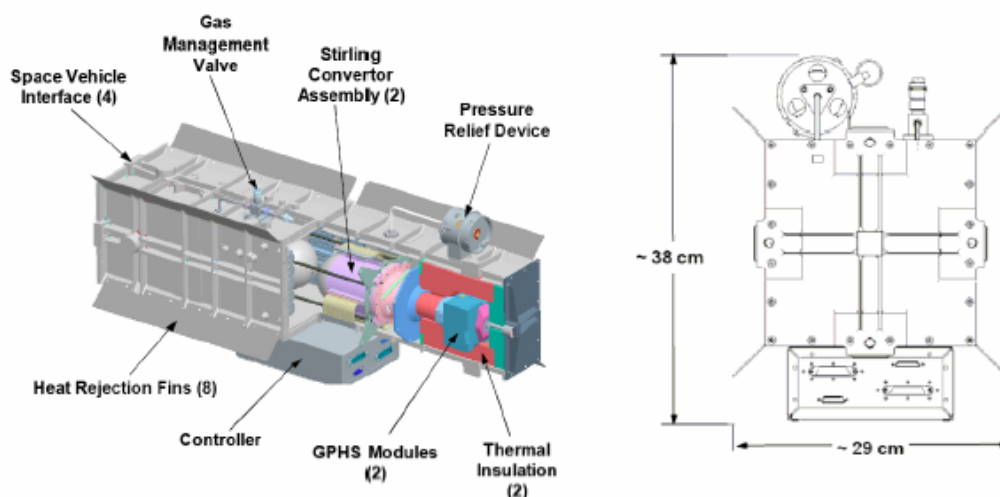


Figura 4.11 - Schema di un modulo SRG e sue dimensioni caratteristiche

Le tabelle seguenti mostrano la diminuzione negli anni dell'efficienza dei moduli SRG.

SRG (current design values)				No. of SRGs (+1 spare)												
Test-Storage	Operating Life years	Thermal Power	Conversion efficiency, η	Electrical Power	weight, kg											
		W_{th} 2 EGPHS		W_e	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Mission Operation (BOL-EOL)	0	500	23,29%	116,0	68	102	136	170	204	238	272	306	340	374	408	442
	1	496	23,15%	114,9	116	232	348	464	580	696	812	928	1044	1160	1276	1392
	2	492	23,11%	113,7	115	230	345	459	574	689	804	919	1034	1149	1263	1378
	3	488	23,06%	112,6	114	227	341	455	569	682	796	910	1024	1137	1251	1365
	4	484	23,02%	111,5	113	225	338	450	563	675	788	901	1013	1126	1239	1351
	5	481	22,97%	110,4	111	223	334	445	557	669	780	892	1003	1115	1226	1338
	6	477	22,92%	109,3	110	221	331	442	552	662	773	883	994	1104	1214	1325
	7	473	22,88%	108,2	109	219	328	437	547	656	765	874	984	1093	1202	1312
	8	469	22,83%	107,2	108	216	325	433	541	649	758	866	974	1082	1191	1299
	9	466	22,79%	106,1	107	214	321	429	536	643	750	857	964	1072	1179	1286
	10	462	22,74%	105,1	106	212	318	424	531	637	743	849	955	1061	1167	1273
	11	458	22,70%	104,0	105	210	315	420	525	630	736	841	946	1051	1156	1261
	12	455	22,65%	103,0	104	208	312	416	520	624	728	832	936	1040	1144	1248
	13	451	22,61%	102,0	103	206	309	412	515	618	721	824	927	1030	1133	1236
	14	448	22,56%	101,0	102	204	306	408	510	612	714	816	918	1020	1122	1224
	15	444	22,52%	100,0	101	202	303	404	505	606	707	808	909	1010	1111	1212
	16	441	22,47%	99,0	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200
	17	437	22,43%	98,0	99	198	297	395	495	594	693	792	891	990	1089	1188
	18	434	22,38%	97,1	98	196	294	392	490	588	686	784	882	980	1078	1176
					97	194	291	388	485	582	679	777	874	971	1068	1165

Max envelope	w x h, m	0,29 x 0,38
	Length, m	1,04

Tabelle 4.7 e 4.8 - Generazione di potenza per un sistema basato su SRG

Altro elemento costituente il sottosistema di potenza è la *power conditioning and distribution unit* (PDCU); essa assolve ai compiti di conversione e distribuzione dell'energia generata dagli RTG verso le varie utenze di cui la principale è il sottosistema propulsione. Per il suo dimensionamento sono stati presi in considerazione dati presenti in letteratura [6] riferiti alla gestione di potenze analoghe.

- Potenza richiesta: 1kW
- Potenza di 1 modulo di GPHS-RTG: 300W (BOL), 242 W (EOL)
- Massa di un modulo di RTG: 56 kg
- Massa totale generatori: 4 * 56 kg = 224 kg
- Massa PDCU: 10 kg (stima di Oleson [6])

Il sottosistema di potenza coinvolge cablaggi per la distribuzione e può avere componenti per l'interruzione e l'isolamento dei guasti. La potenza dissipata in perdite nei cablaggi e nell'equipaggiamento di interruzione è dal 2% al 5% della potenza convertita.

Sono state inoltre prese in considerazione le *contingency* dovute all'incertezza sullo stato dell'arte. Il riassunto del budget di massa del sottosistema di potenza è riassunto nella tabella seguente.

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

Subsystem	Component	Qty	Mass (kg)			Total Mass (kg)
			Each	Cont (%)	Total	
Power	RTG	4	56	5	235,20	
	PCDU	1	10	10	11,00	
						246,20

Tabella 4.9 - Budget di massa del sottosistema di potenza

4.2.2 Sottosistema Propulsione

Il sottosistema propulsione deve garantire le prestazioni specificate nella simulazione della missione prescelta. Esso comprende i motori elettrici, i serbatoi, il sistema di distribuzione del propellente e la *power processing unit* (PPU).

Per quanto riguarda i motori i requisiti da soddisfare sono il consumo di energia e l'impulso specifico:

- Potenza in ingresso al motore: 1 kW
- Impulso specifico: 3200 s

Queste condizioni sono soddisfatte dai propulsori a ioni alimentati a Xenon. Il motore scelto è quindi il RIT-10, già a lungo testato. Il RIT-10 funziona però a livelli di potenza inferiori al chilowatt; è stata quindi adottata una combinazione di propulsori da 500 W ciascuno per soddisfare il requisito di impulso specifico. Nella configurazione preliminare sono stati previsti quattro motori (di cui due di ridondanza) al fine di ottenere un sufficiente livello di affidabilità.

Nella figura 4.12 è visibile il RIT-10 nella versione prescelta.



Figura 4.12 - Motore a ioni RIT-10

La massa del serbatoio viene stimato cautelativamente come 10% della massa di propellente imbarcato. Tale stima è cautelativa confrontata con i dati trovati in letteratura [6].

Per quanto riguarda invece le valvole e il sistema di isolamento del serbatoio e di alimentazione si è fatto riferimento a dati statistici e a dimensionamenti preliminari di satelliti per missioni affini [6].

La PPU è un componente relativamente pesante in un sistema di propulsione elettrica a causa degli alti voltaggi di funzionamento dei motori a ioni. Tipicamente essa deve operare in un ampio range dinamico di potenza in applicazioni con *solar electric propulsion* (SEP). In questo caso, l'unica variazione del livello di potenza è dovuta al decadimento del Plutonio e al deterioramento del convertitore. È quindi necessario un range di funzionamento meno dinamico e il progetto della PPU può essere ottimizzato per questa determinata applicazione. Per la sua massa è stato utilizzato un valore stimato da Oleson [6].

La tabella 4.10 riassume il budget di massa del sottosistema di propulsione.

Subsystem	Component	Qty	Mass (kg)			Total Mass (kg)
			Each	Cont (%)	Total	
Propulsion	Ion thrusters	4	1,8	5	7,56	
	Propellant tank	1	25	10	27,50	
	Pressure isolation module	1	1	10	1,10	
	Flow control module	2	1,1	10	2,42	
	Feed system	1	3	20	3,60	
	PPU	1	9	5	9,45	
						51,63

Tabella 1.10 – Budget di massa per il sottosistema di propulsione

4.2.3 Sottosistema di controllo e determinazione di assetto

Il sistema di controllo d'assetto prevede la stabilizzazione del satellite e il corretto puntamento della strumentazione e dell'antenna ad alto guadagno. È necessaria la massima precisione visti la grande distanza di Urano dalla Terra e il piccolo angolo di puntamento dell'antenna.

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

Questi requisiti sono soddisfatti solo da un sistema di controllo di assetto attivo. Si sceglie la stabilizzazione a tre assi con ruote di reazione che, come si può notare nella tabella 4.11, insieme a quella basata su stabilizzatori giroscopici, è l'unica a garantire un'elevata accuratezza di puntamento ed un'elevata manovrabilità. La figura 4.13 mostra un tipico esempio di ruota di reazione.

Tipo	Opzioni di puntamento	Manovrabilità in assetto	Accuratezza tipica	Limiti di durata
Gradiente di gravità	solo verticale locale (Terra)	molto poca	$\pm 5^\circ$ (due assi)	nessuno
Gradiente di gravità + ruota (<i>momentum bias</i>)	solo verticale locale (Terra)	molto poca	$\pm 5^\circ$ (tre assi)	usura cuscinetti ruota
Magnetico passivo	solo nord/sud magnetico	molto poca	$\pm 5^\circ$ (due assi)	nessuno
Spin puro	qualunque direzione inerziale	Possibile, richiede molto consumo di propellente	da $\pm 0.1^\circ$ a $\pm 1^\circ$ (due assi) dipendente dalla velocità di spin	propellente
Doppio spin	limitate dalle articolazioni della piattaforma	Possibile, richiede molto consumo di propellente	da $\pm 0.1^\circ$ a $\pm 1^\circ$ (due assi) per la parte spinata. Per la piattaforma dipende dai suoi meccanismi	propellente e cuscinetti
<i>Momentum Bias</i>	verticale locale	Manovra imbardata limitata conviene mantenere momento angolare normale all'orbita	da $\pm 0.1^\circ$ a $\pm 1^\circ$	quantità di propellente e cuscinetti piattaforma
<i>Zero momentum</i> (solo razzi)	nessun vincolo	nessuno, alte velocità di manovra	da $\pm 0.1^\circ$ a $\pm 5^\circ$	propellente
<i>Zero momentum</i> (3 ruote)	nessun vincolo	nessuno, alte velocità di manovra	da $\pm 0.001^\circ$ a $\pm 1^\circ$	propellente cuscinetti e sensori ruote
<i>Zero momentum</i> (CMG)	nessun vincolo	nessuno, alte velocità di manovra	da $\pm 0.001^\circ$ a $\pm 1^\circ$	propellente cuscinetti e sensori ruote

Tabella 4.11 - Metodi di controllo

Nonostante per gran parte della missione, cioè durante il trasferimento interplanetario, i disturbi siano minimi e difficilmente valutabili, una volta raggiunto Urano, il sistema deve garantire il giusto assetto al satellite.

Sull'orbita di arrivo l'unica coppia di disturbo significativa è dovuta al campo magnetico di Urano, ben 48 volte più intenso di quello terrestre, mentre, alle quote operative dell'orbita finale, non esistono perturbazioni aerodinamiche poiché l'orbita operativa scelta rimane ben oltre l'atmosfera del pianeta. Il disturbo dovuto alla pressione di radiazione solare è trascurabile grazie alla grande distanza dal Sole.



Figura 4.13 - Ruota di reazione

La seguente analisi della perturbazione dovuta al campo magnetico di Urano è stata condotta con l'obiettivo finale di stimare la quantità di propellente necessaria al controllo d'assetto. Le ruote di reazione servono infatti ad assorbire la coppia di disturbo. Ma una volta raggiunta la saturazione esse vanno desaturate con l'ausilio di piccoli motori adeguatamente disposti sul veicolo.

Le coppie dovute al campo magnetico sono generate dall'interazione tra il dipolo magnetico residuo dello veicolo e il campo magnetico di Urano. Tale dipolo magnetico residuo è causato dalla corrente che scorre attraverso i cablaggi dello veicolo stesso. Il dipolo magnetico residuo esibisce fluttuazioni transitorie e periodiche dovute

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

all'interruzione (switching) di potenza tra vari sottosistemi. Tali effetti possono essere minimizzati mediante un'opportuna architettura dei cablaggi. Una buona stima preliminare per satelliti di piccole dimensioni è $1 \text{ A}\cdot\text{m}^2$ [8].

La coppia di disturbo si può calcolare mediante la (4.1):

$$T = D \cdot B \quad (4.1)$$

Dove T è la coppia di disturbo, D è il momento di dipolo magnetico residuo del satellite e B è l'intensità del campo magnetico locale dovuto al pianeta.

L'intensità del campo magnetico è a sua volta funzione del momento di dipolo magnetico del pianeta e dalla distanza dal centro del pianeta. Tale intensità varia, a seconda dell'inclinazione dell'orbita, tra:

$$B_{MIN} = \frac{M}{R^3} \quad \text{e} \quad B_{MAX} = \frac{2M}{R^3} \quad (4.2)$$

dove M è il momento di dipolo magnetico di Urano (paria a 48 volte quello terrestre: $M_{\text{Urano}} = 48 \cdot M_{\text{Terra}} = 48 \cdot 3,82 \cdot 10^{17} \text{ Tesla}\cdot\text{m}^3$) e R è la distanza da centro del pianeta. Cautelativamente si è assunto di trovarsi sempre nella condizione di massimo valore di B e costantemente alla minima quota possibile coincidente con la quota di perigeo dell'orbita di arrivo.

Sostituendo nelle equazioni i valori noti si trova:

$$B = 1,78 \cdot 10^{-5} \text{ Tesla}$$

e quindi

$$T = 1,78 \cdot 10^{-5} \text{ Nm}$$

Il disturbo accumulato in un giorno è quindi

$$T_G = 1,54 \text{ Nms}.$$

Per contrastare questa coppia si scelgono delle ruote di reazione da 2 Nms (il primo valore standard, maggiore della coppia di disturbo calcolata) da desaturare quindi ogni giorno.

Per desaturare le ruote si è scelto di usare i mini resistogetti a Xenon XRJ-50 (figura 4.14). Il propellente che li alimenta può quindi venire dal serbatoio principale con conseguente risparmio della massa di un serbatoio aggiuntivo.

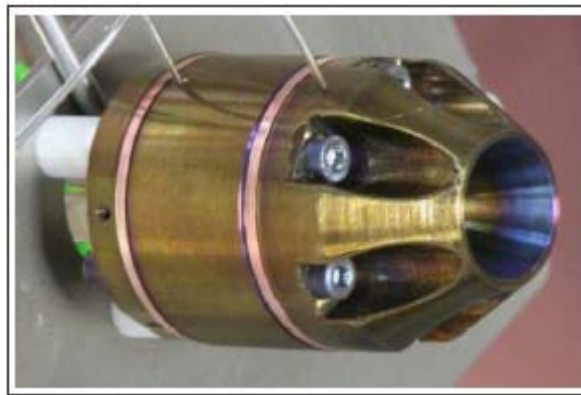


Figura 4.14 – Mini resistogetto XRJ-50

Le caratteristiche di tali resistogetti sono riassunte in tabella 4.12.

Motore	XRJ-50
Potenza (W)	0-50
Spinta (mN)	10-50
Impulso specifico (s)	30-50
Massa (kg)	0.5

Tabella 4.12 – Caratteristiche del XRJ-50

L'XRJ-50, oltre ad avere il minimo impatto ponderale, è molto versatile, infatti può funzionare anche come motore a gas freddo, senza assorbire potenza.

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

Prevedendo preliminarmente un braccio di spinta $b = 0,5$ m, il tempo giornaliero di sparo sarà:

$$t = \frac{T_G}{F \cdot b} \quad (4.3)$$

Sostituendo i valori si trova un tempo giornaliero di accensione di 60 secondi.

Numero e disposizione dei motori di desaturazione (figura 4.15) vengono scelti in modo da garantire la possibilità di applicare una coppia esterna in ogni direzione.

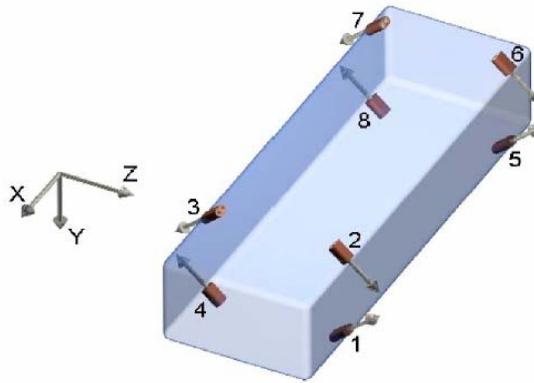


Figura 4.15 – Disposizione convenzionale dei motori di desaturazione sul corpo di un veicolo

Considerando un funzionamento a regime di 3,5 anni si può stimare la massa di propellente necessaria al controllo di assetto con 3 ruote di reazione (una per ogni asse):

$$M_{prop} = \frac{I_{tot}}{I_{sp} \cdot g_0} \quad (4.4)$$

Dove I_{tot} è l'impulso totale, prodotto della spinta del resistogetto per il tempo totale di sparo negli anni.

Sostituendo i valori si ottiene

$$M_{prop} = 23,5 \text{ kg}$$

Fanno parte del controllo di assetto anche sensori di stelle e di Sole e l'elettronica associata.

I sensori di Sole (figura 4.16) funzionano con la luce solare e misurano uno o due angoli tra la base di montaggio e la luce incidente. Dotati di grande accuratezza, rappresentano una soluzione economica e classica con cui riferire il satellite rispetto al Sole.

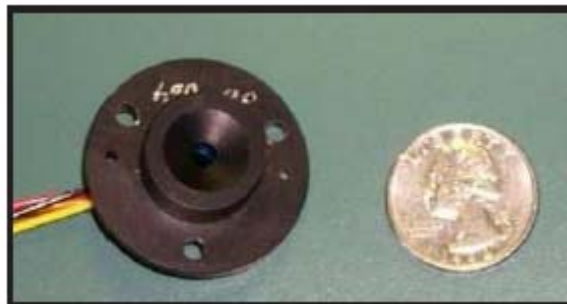


Figura 4.16 – Sensori di Sole

I sensori di stelle (figura 4.17) hanno avuto un rapido sviluppo negli ultimi anni e rappresentano i più comuni sensori per missioni ad alta accuratezza. Sono usati per fornire al satellite l'assetto rispetto ad un sistema di riferimento inerziale. Possono essere *esploratori* o *tracciatori*. I primi sono la scelta migliore per i satelliti stabilizzati a spin perché sfruttano proprio il passaggio delle stelle nel loro campo di vista. I tracciatori sono programmati per la ricerca di determinate stelle in base alla loro luminosità; questi sistemi funzionano molto bene nei satelliti stabilizzati a tre assi.



Figura 4.17 – Sensore di Stelle

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

Per quanto riguarda il dimensionamento dell'elettronica di controllo ci si è basati su dati presenti in letteratura [8].

La tabella 4.13 riassume il budget di massa del sottosistema di controllo e determinazione di assetto,

Subsystem	Component	Qty	Massa (kg)			Massa totale (kg)
			Each	Cont (%)	Total	
Control system	Reaction wheels	4	2	10	8,80	
	Star tracker	3	0,3	30	1,17	
	Passive sun sensor	4	0,1	30	0,52	
	Resistojet XRJ-50	8	0,50	10	4,40	
	Xenon	1	23,5	10	25,85	
	Attitude processing electronics	2	3	10	6,60	
						47,34

**Tabella 4.13 – Budget di massa per il sottosistema di controllo
e determinazione d'assetto**

4.2.4 Sottosistema di controllo termico

Il ruolo del sottosistema di controllo termico è di estrema importanza per il successo della missione e solo da uno studio dettagliato si possono capire le problematiche relative alla scelta dei suoi componenti. Esso ha il compito di mantenere gli strumenti del satellite nel intervallo di temperature operative. La tabella 4.14 mostra tale intervallo per ogni sottosistema.

In questo studio viene stimata la massa di tale sottosistema.

Le tecniche di controllo termico sono essenzialmente di due tipi:

- Passive
- Attive

Per il controllo passivo (Passive Thermal Control) si fa generalmente uso di rivestimenti termici, isolamenti termici multistrato (Multi Layer Insulation: MLI), pozzi di calore. Tali sistemi di controllo mantengono la temperatura dei componenti entro i limiti desiderati controllando i percorsi conduttivi e radiativi attraverso la scelta di opportune configurazioni geometriche e delle proprietà termo-ottiche delle superfici. Quando il controllo passivo non è adeguato ed efficiente, nelle situazioni in cui gli equipaggiamenti hanno ristretti intervalli di temperatura di funzionamento e hanno una grande variazione di potenza dissipata, viene usato un controllo attivo (Active Thermal Control). Tale tecnica, molto più costosa e complessa, permette di soddisfare i limiti di temperatura mediante riscaldatori, refrigeratori termo-elettrici, feritoie, radiatori, tubi di calore.

Si decide di isolare il veicolo dall'ambiente spaziale mediante dei fogli multi strato (MLI). Essi possono essere composti da strati alternati di Mylar alluminizzato o Kapton ed una rete molto fine di materiale plastico, come il Nylon, il Dacron o Nomex. Questa rete agisce come separatore tra i vari strati di Kapton impedendo a quelli adiacenti di toccarsi, in modo da minimizzare la conduzione termica.

I serbatoi e i condotti di propellente, vista l'assoluta necessità di non scendere sotto determinati limiti di temperatura, onde evitare il congelamento del propellente, dovranno anch'essi essere ricoperti da MLI.

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

<i>Sottosistema</i>		
Propulsione		
Propulsore	-10 °C	+50 °C
Serbatoio, valvole e condotti	+7 °C	+55 °C
Controllo e determinazione d'assetto		
Sensori Terra	-30 °C	+50 °C
Sensori Sole	-30 °C	+50 °C
Ruote di reazione	-25 °C	+60 °C
Comunicazione		
Antenna	-100 °C	+100 °C
Ricevitore/trasmittitore	-30 °C	+60 °C
C&DH		
Computer	-20 °C	+60 °C

Tabella 4.14 - Range di temperatura di funzionamento di alcuni sottosistemi

È lecito pensare che i problemi di smaltimento del calore siano più critici nelle prime fasi della missione, subito dopo il lancio. Con l'aumentare della distanza dal Sole è verosimile che sia invece necessario riscaldare il veicolo.

Si è condotto quindi un dimensionamento approssimato di una superficie radiativa associando la missione a quella di un satellite in orbita bassa (500 km) intorno alla Terra che debba dissipare 200 W di calore dovuto all'elettronica. La stima è ancor più cautelativa data la grande velocità di allontanamento del satellite dalla Terra e dal Sole nelle prime fasi dopo il lancio.

La potenza da irradiare è la somma della potenza interna da dissipare (200 W) e la potenza assorbita dal radiatore esposto alla radiazione esterna:

$$Q_{int} + Q_{ext} = Q_{rad} \quad (4.5)$$

$$Q_{int} = 200 \text{ W}$$

$$Q_{ext} = Area \cdot (q_{solar} + q_{albedo} + q_{EarthIR}) \quad (4.6)$$

Dove

$$q_{solar} = \alpha \cdot F_s \quad (4.7)$$

$$q_{albedo} = \alpha \cdot I_{solar} \cdot \rho_{albedo} \quad (4.8)$$

$$q_{Earth-IR} = \varepsilon \cdot I_{EIR} \quad (4.9)$$

$$Q_{rad} = \varepsilon \cdot \sigma \cdot Area \cdot T^4 \text{ (potenza emessa dal radiatore)} \quad (4.10)$$

Dove ε e α sono rispettivamente i coefficiente di emissività ed assorbimento del radiatore, σ è la costante di Stefan-Boltzman, F_s è il flusso solare alla distanza considerata, I_{solar} e I_{EIR} sono le intensità del flusso della radiazione infrarossa rispettivamente del Sole e della Terra, ρ_{albedo} è l'albedo della Terra T è la temperatura del radiatore tipicamente mantenuta a circa 40° C. La tabella 4.15 riassume i valori adottati per le varie grandezze.

σ	$5.67 \cdot 10^{-8}$	$W / m^2 T^4$
ε	0.6	
α	0.1	
I_{solar}	244	W / m^2
I_{EIR}	161	W / m^2
ρ_{albedo}	0.3	

Tabella 4.15 – Grandezze adottate

q_{solar} viene trascurato ipotizzando che il radiatore non sarà esposto alla radiazione solare.

Risolvendo rispetto all'area si trova che la superficie del radiatore deve misurare all'incirca 0,6 m². Visto il basso impatto ponderale dei radiatori (circa 3 kg / m²), in via cautelativa, viene presa in considerazione la stima di Oleson di 1,2 m² [6].

Per quanto riguarda invece la copertura multistrato, le resistenze per mantenere la strumentazione alla temperatura operativa e i sensori si è fatto riferimento a dati statistici riservando all'intero sottosistema di controllo termico circa il 4% della massa a secco M_{dry} , valore intermedio tra il 2 e il 6% che si trovano in letteratura, in accordo con le stime di Oleson [6].

Il sistema di raffreddamento dei moduli RTG è integrato nei moduli stessi. Essi prevedono inoltre la possibilità di convogliare il calore prodotto in eccesso verso il veicolo per mantenere gli strumenti all'interno del range di temperature appropriato.

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

La tabella 4.16 riassume il budget di massa del sottosistema di controllo termico.

Subsystem	Component	Qty	Massa (kg)			Massa totale (kg)
			Each	Cont (%)	Total	
Thermal	Main S/C radiator for avionics approx 3kg/m ² , 1.2m ²	1	3,6	20	4,32	
	PPU waste heat, 0.2 m ²	1	0,6	20	0,72	
	MLI, resistance heaters, temp sensors...	1	15	20	18,00	
						23,04

Tabella 4.16 - Budget di massa del sottosistema di controllo termico

4.2.5 Sottosistema di comunicazione e comando e gestione dei dati

Il sottosistema di comunicazione permette al satellite di ricevere ed inviare i dati alle stazioni di terra. Tale sottosistema deve essere in grado di:

- Modulare i dati acquisiti dal carico utile e inviarli al segmento di Terra;
- Ricevere e demodulare i comandi da Terra;
- Modulare la telemetria di bordo e inviarla al segmento di Terra;
- Acquisire il segnale, sintonizzarsi e stabilizzarsi sulla frequenza di trasmissione dati;

I sistemi di comunicazione di satelliti per missioni interplanetarie utilizzano per la trasmissione dei dati la banda X. Componenti e relative masse di tale sottosistema sono stati reperiti nella letteratura relativa a missioni simili (New Horizons, Cassini, Voyager). La gestione dei dati di tutto il satellite si è pensata affidata a due computer

e ad una memoria solida di 60 GB necessaria per una strategia di tipo “*Store and Forward*” in cui i dati vengono prima immagazzinati, quindi inviati a terra appena la stazione di ricezione è in vista. Questa strategia è utile quando la terra è eclissata dietro Urano o quando il puntamento degli strumenti scientifici non permette il contemporaneo puntamento dell’antenna ad alto guadagno verso la Terra. L’antenna ad alto guadagno ha un diametro di 2.1 metri ed emette con un’ampiezza di appena 0.3 gradi. Il sistema prevede anche due antenne di basso guadagno da montarsi su lati opposti del satellite per le comunicazioni nelle prime fasi della missione. Un sistema di comunicazione così architettato permette un data-rate di 38 kbits per secondo alla distanza Giove e di oltre 1 kbits alla distanza di Urano. Del sistema fanno parte anche trasponder, amplificatori e cablaggio. La tabella 4.17 riassume il budget di massa di tale sottosistema.

Subsystem	Component	Qty	Massa (kg)			Massa totale (kg)
			Each	Cont (%)	Total	
Communications and C & DH	Trasponder	2	3	10	6,60	
	S/C Main Computer	2	5,5	10	12,10	
	Parabola 2.1 m Ø High gain antenna	1	9,47	10	10,42	
	Low gain antenna antenna(X-band quad)	3	0,16	10	0,53	
	TWTA (Ka band)	1	2,2	10	2,42	
	X-band Solid State Amplifier (SSA)	2	1,1	10	2,42	
	Solid state recorder Data storage Unit 60GB	2	1	10	2,20	
	Cabling	1	10	10	11,00	
						47,69

Tabella 4.17 - Budget di massa per il sottosistema di comunicazione

4.2.6 Struttura

La struttura fornisce un supporto meccanico a tutto l'equipaggiamento di volo. Inoltre offre conduttività termica e schermatura da micrometeoriti e da interferenze elettromagnetiche provenienti dagli RTG e dallo spazio. Nelle operazioni di terra prima del lancio e durante il lancio deve prevedere punti di ancoraggio per le interfacce.

Il suo peso è stimabile in via preliminare in circa l' 8 % della massa totale del satellite [8]. In accordo con questo approccio la massa della struttura ammonta a 61 kg.

Ulteriori requisiti che la struttura deve soddisfare sono:

- Propulsori elettrici ed antenna ad alto guadagno devono essere assemblati su lati opposti del veicolo affinché siano garantite le comunicazioni a terra anche durante la fase decelerativi
- I serbatoi devono essere montati vicino al centro di massa al fine di minimizzare le instabilità dovute al consumo di propellente o al suo moto oscillatorio
- Le antenne a basso guadagno per le comunicazioni a breve distanza dalla Terra devono essere montate su lati opposti del veicolo per coprire il maggior angolo solido possibile
- I propulsori devono essere allineati al centro di massa del veicolo per evitare fastidiose coppie residue.

4.2.7 Strumentazione scientifica

Si è deciso di riservare al payload circa 25 kg di peso. Tale budget permette di imbarcare sul satellite una quantità di strumenti sufficiente ad uno studio approfondito del pianeta. Una possibile strumentazione scientifica è stata considerata nella tabella 4.18. Essa è stata derivata da un bilancio di massa preliminare di Oleson per una missione simile.

Subsystem	Component	Qty	Mass (kg)			Total Mass (kg)
Science Payload	Mercury dual imaging system	1	6,8	30	8,84	
	Surface Comp Spectrometer	1	3,1	5	3,255	
	Mapping Optics	1	2	30	2,6	
	Energetic particle and plasma spectrometer	1	2,6	10	2,86	
	Data Processing Units	2	3,3	5	6,93	
						24,48

Tabella 4.18 – Budget di massa della strumentazione scientifica

Il budget di massa mostrato in tabella include strumenti ottici per lo studio dettagliato e la mappatura della superficie del pianeta e spettrometri per l'analisi del plasma interplanetario. Nonostante la strumentazione considerata non sia stata progettata per questa specifica missione, questo budget preliminare mostra che nella massa dedicata al payload è possibile includere una strumentazione sufficiente ad un completo studio del pianeta di destinazione.

4.2.8 Budget di massa

Il budget di massa di tutti i sottosistemi è stato riassunto nella tabella 4.19.

Subsystem	Component	Qty	Mass (kg)			Total Mass (kg)
			Each	Cont (%)	Total	
Power	RTG	4	56	5	235,20	
	PCDU	1	10	10	11,00	
						246,20
Propulsion	Ion thruster	4	1,8	5	7,56	
	Propellant tank	1	30	5	31,50	

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

	Pressure isolation module	1	1	10	1,10	
	Flow control module	2	1,1	10	2,42	
	Feed system	1	4	20	4,80	
	PPU	1	9	5	9,45	
						56,83
Control system	Reaction wheels	4	2	10	8,80	
	Star tracker	3	0,3	30	1,17	
	Passive sun sensor	4	0,1	30	0,52	
	resistojet XRJ-50	8	0,50	10	4,40	
	Xenon	1	23,5	10	25,85	
	Attitude processing electronics	2	3	10	6,60	
						47,34
Thermal	Main S/C radiator for avionics approx 3kg/m ² , 1.2m ²	1	3,6	20	4,32	
	PPU waste heat, 0.2 m ²	1	0,6	20	0,72	
	MLI, resistance heaters, temp sensors...	1	15	20	18,00	
						23,04
Communications and C & DH	Transponder	2	3	10	6,60	
	S/C Main Computer	2	5,5	10	12,10	
	Parabola 2.1 m Ø High gain antenna	1	9,47	10	10,42	
	Low gain antenna(X-band quad)	3	0,16	10	0,53	
	TWTA (Ka band)	1	2,2	10	2,42	
	X-band Solid State Amplifier (SSA)	2	1,1	10	2,42	

	Solid state recorder Data storage Unit 60GB	2	1	10	2,20	
	Cabling	1	10	10	11,00	
						47,69
Structure	8 % Mtot				61,00	
						61,00
Science Payload	Mercury dual imaging system	1	6,8	30	8,84	
	Surface Comp Spectrometer	1	3,1	5	3,255	
	Mapping Optics	1	2	30	2,6	
	Energetic particle and plasma spectrometer	1	2,6	10	2,86	
	Data Processing Units	2	3,3	5	6,93	
						24,485
Total dry mass						506,58

Tabella 2– Budget di massa totale

4.3 Configurazione definitiva della missione

In questo paragrafo si analizza definitivamente la missione di riferimento corretta nel valore di massa a secco emerso dal dimensionamento dei sottosistemi.

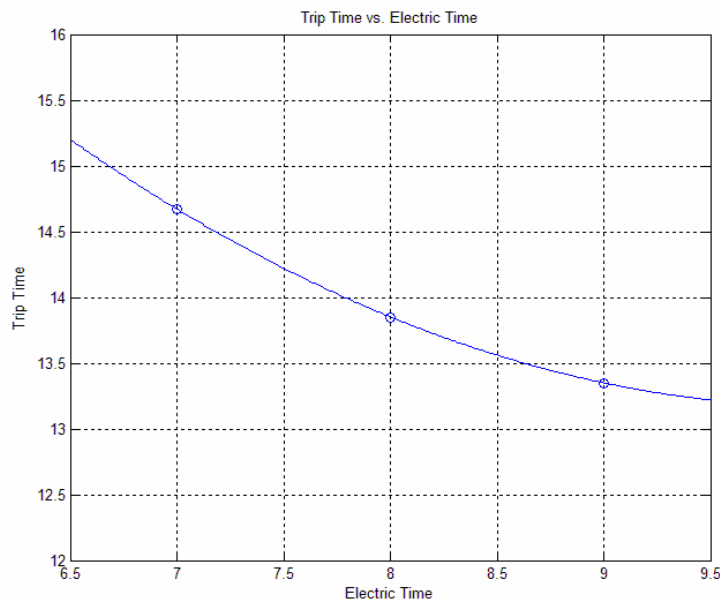
4.3.1 Analisi di missione

L'analisi della missione è stata reiterata con il nuovo valore della massa secco. La strategia inizialmente considerata infatti prevedeva una massa finale di 350 kg; il budget di massa ha invece dimostrato l'impossibilità di rientrare in questo limite ed ha indicato il nuovo valore di massa a secco di 506 kg. La traiettoria è stata rivalutata

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

investigando gli effetti dell'aumento di massa sulla durata totale del trasferimento.

La durata della fase di decelerazione elettrica è stata aumentata da 7 ad 8 anni in virtù dello spostamento verso destra del ginocchio della curva Electric Time vs. Total Time (figura 4.18 anche se questo ha significato aumentare da 224 a 256 kg la massa di propellente consumato).



**Figura 4.18 – Tempo totale su tempo elettrico
per un veicolo con massa a secco di 506 kg**

Quindi si è considerato il problema del dimensionamento chiuso visto che questa modifica incideva in maniera minima sul budget di massa del sottosistema di propulsione (infatti la massa del serbatoio è funzione della massa di propellente contenuto).

I parametri del trasferimento ottenuto sono visibili nella tabella 4.20 mentre le figure 4.19 e 4.20 ne mostrano la traiettoria nel sistema di riferimento eliocentrico e in quello planetocentrico.

On board power	1000	W
Specific impulse	3200	sec
Departure mass	762	kg
Arrival mass	506	kg
Departure C_3	141.84	km^2/s^2
S/C departure velocity (heliocentric)	41.65	km/s
Total transfer time	13.47	yrs
Electric time	8	yrs
Electric DV	12.77	km/s
Departure date	08-03-2013	
Arrival date	23-08-2026	

Tabella 4.20 - Caratteristiche della missione reiterata3

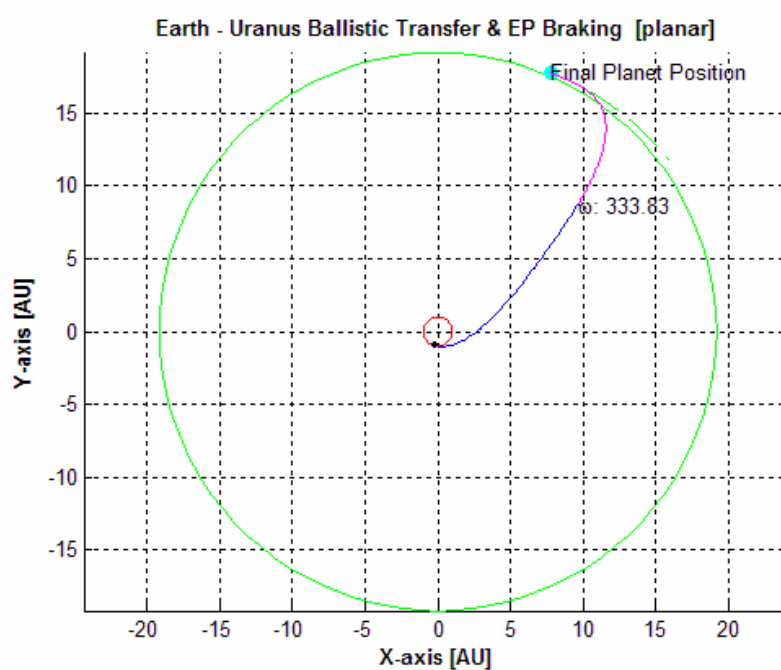


Figura 4.19 - Traiettoria della missione di riferimento

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

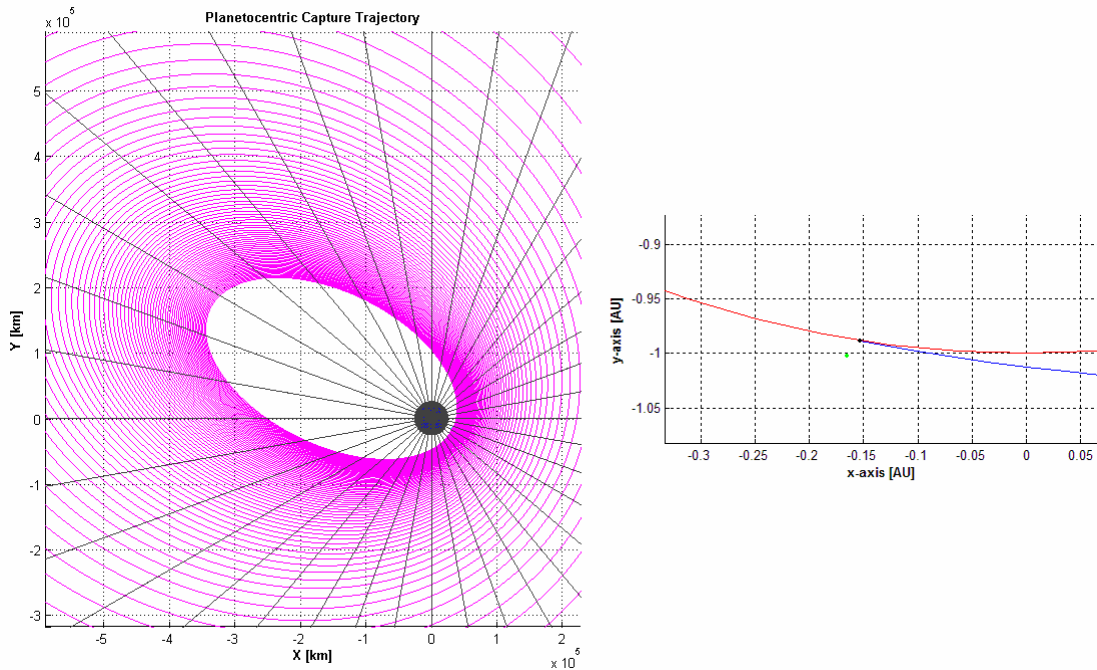


Figura 4.20 – A destra: spiraleggiamento e raggiungimento dell’orbita finale.

A sinistra: partenza dall’orbita terrestre

4.3.2 Lancio

L’unico vincolo attuale alla fattibilità della missione è legato alla possibilità di effettuare lanci ad alta energia per un veicolo di oltre 700 kg di massa. Ad oggi sono due i lanciatori, entrambi equipaggiati di uno o più upperstage, che possono performare, per un veicolo così disegnato, un C_3 di $142 \text{ km}^2/\text{s}^2$ come è emerso dall’analisi di missione. Essi sono il Lockheed-Martin Atlas 551 dotato di Star 48 e il Boeing Delta IV Heavy dotato di Star 48 e Star 37. L’andamento del C_3 di lancio ammissibile rispetto alla massa del payload è mostrato in figura 4.21.

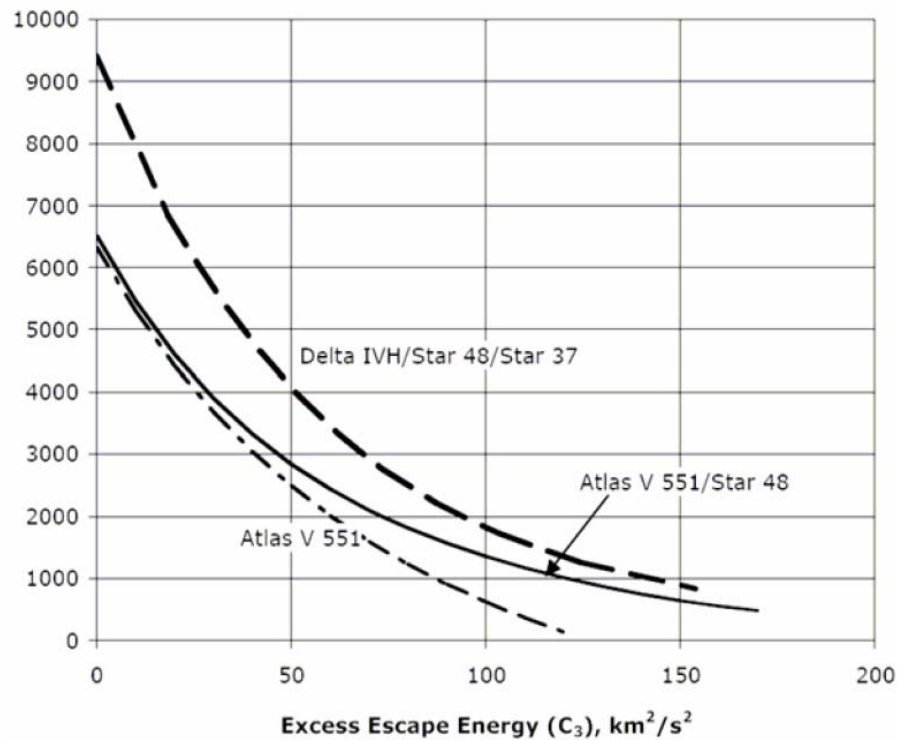


Figura 4.21 – Performance, con e senza upper stage, dei principali lanciatori

4.4 Disegno del veicolo

La fase conclusiva dello studio condotto sulla fattibilità di una missione basata sull'uso di RTG per l'alimentazione del sottosistema propulsivo è stata il disegno di un veicolo rispondente alle caratteristiche emerse durante lo studio stesso.

Il disegno adotta uno schema aperto a tralicci per mantenere una bassa massa totale dal momento che non è necessario montare superfici esterne di supporto, ad esempio, per pannelli solari. Al fine di assicurare una distribuzione inerziale bilanciata si è scelta una geometria assial-simmetrica.

Una struttura quadrata centrale sostiene le forze che si sviluppano durante il lancio e provvede ai punti di aggancio per le interfacce del lanciatore. Tutti i vari sottosistemi sono montati su questa struttura.

Quattro serbatoi cilindrici sono montati secondo una simmetria cilindrica alternati ai tralicci della struttura verticale. La forma e la

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

dimensione dei serbatoi è basata sul disegno di quelli impiegati sulla sonda SMART-1.

Nella parte superiore del veicolo, supportati ancora da una struttura aperta, vengono alloggiati la strumentazione scientifica e la parabola ad alto guadagno. Sul lato opposto, una struttura uguale collega i propulsori elettrici all'elemento quadrato centrale. Tutta l'apparecchiatura elettronica può essere posizionata tra i serbatoi e i motori elettrici.

I quattro moduli RTG sono montati, equidistanti, dal lato dei motori, orientate verso l'esterno per massimizzare gli effetti di raffreddamento e minimizzare le interazioni con il flusso di Xenon in uscita dai propulsori. Il disegno preliminare completo è mostrato nelle figure 4.22 e 4.23.

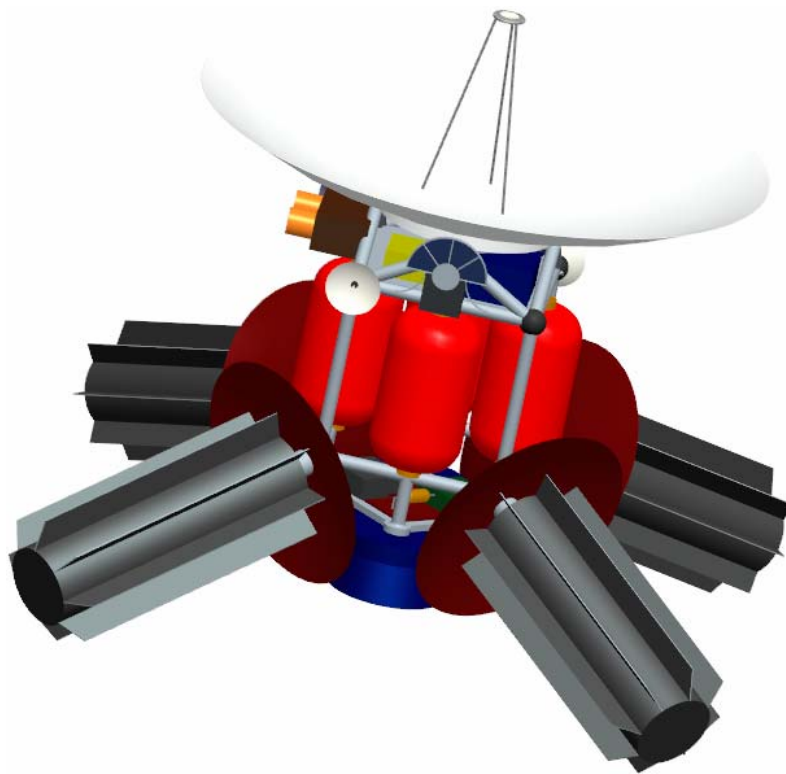


Figura 4.22 – Vista dall'alto della configurazione definitiva del veicolo

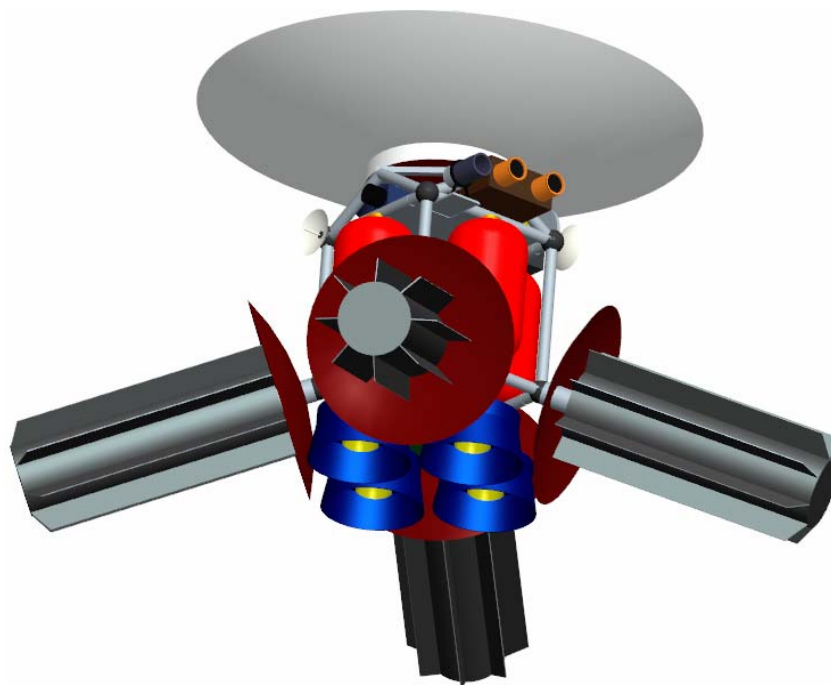


Figura 4.23 – Vista dal basso della configurazione definitiva del veicolo

Nelle figure seguenti sono mostrate altre configurazioni che sono state prese in considerazione ma scartate per vari motivi. La configurazione visibile in figura 4.24 è stata scartata perché potrebbe creare problemi di ingombro nel fairing del lanciatore.

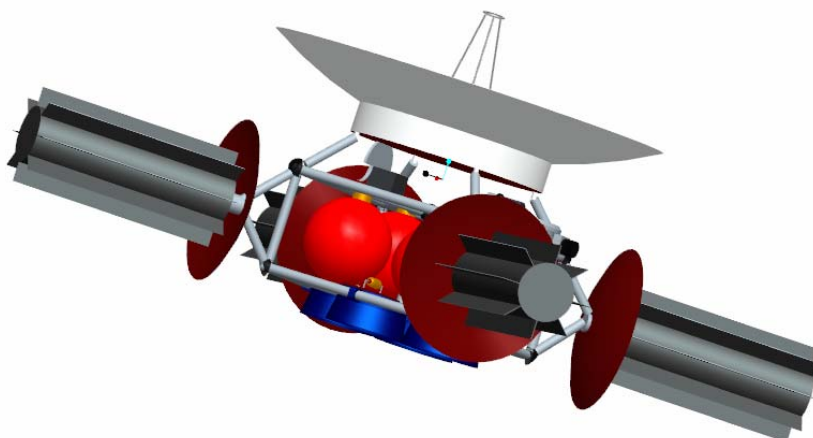


Figura 4.24 – Configurazione preliminare 1

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

Le configurazioni di figura 4.25 e 4.26 sono state scartate perché rappresentano soluzioni di massa ed ingombro eccessivi.

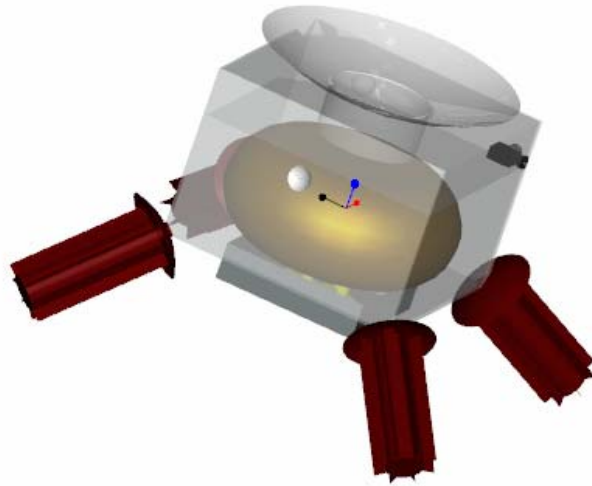


Figura 4.25 - Configurazione preliminare 2

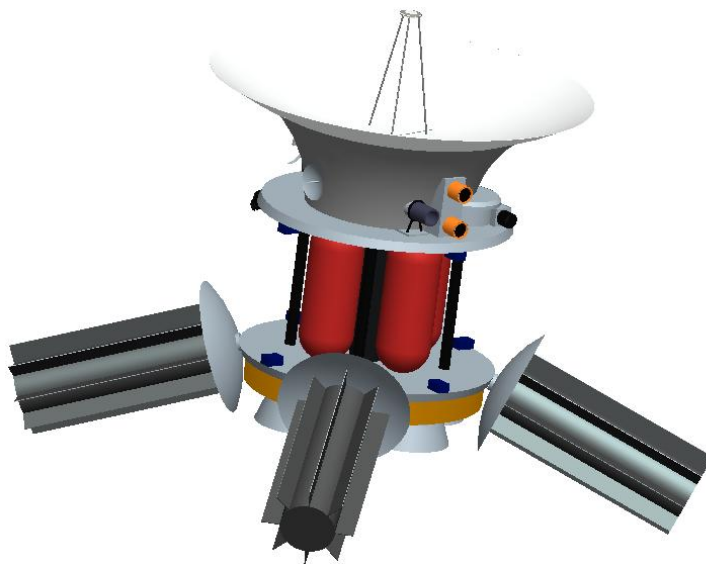


Figura 4.26 - Configurazione preliminare 3

OTTIMIZZAZIONE DEL TRASFERIMENTO

In questo capitolo si affronta il problema dell'ottimizzazione della traiettoria di trasferimento limitatamente ad una strategia ibrida senza cattura planetaria. Si è utilizzato un approccio indiretto per determinare i valori ottimali di angolo di spinta, modulo di spinta e potenza in ingresso al propulsore.

5.1 Fondamenti di Ottimizzazione

I metodi di ottimizzazione possono essere grossolanamente suddivisi in due gruppi:

- Metodi diretti
- Metodi indiretti

Cerchiamo di esporne la differenza.

Ammettiamo di voler risolvere un sistema di equazioni algebriche non lineari $\mathbf{a}(\mathbf{x}) = 0$, cioè di cercare le radici \mathbf{x}^* della funzione $\mathbf{a}(\mathbf{x})$. Se,

come spesso accade, questo non è possibile con gli strumenti classici dell'analisi matematica, bisogna ricorrere ad un metodo approssimato, ad esempio il metodo di Newton. Questo significa risolvere un problema di programmazione non lineare (NLP).

Una volta data una stima iniziale di \mathbf{x} , tale metodo consiste nel costruire una nuova stima $\bar{\mathbf{x}}$ secondo l'equazione seguente

$$\bar{\mathbf{x}} = \mathbf{x} + \alpha \mathbf{p} \quad (5.1)$$

dove \mathbf{p} , nota come “search direction”, è calcolata risolvendo il sistema lineare

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}) \mathbf{p} = -\mathbf{a}(\mathbf{x}) \quad (5.2)$$

La matrice $n \times n$ \mathbf{A} è definita da

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} \frac{\partial a_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial a_1}{\partial x_n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial a_n}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial a_n}{\partial x_n} \end{pmatrix} \quad (5.3)$$

Porre α , lunghezza scalare del passo iterativo, uguale a 1 significa rendere il problema lineare. Ci si aspetta che dopo un numero incognito di iterazioni la \mathbf{x} stimata, se già abbastanza vicina alla radice, converga al valore di \mathbf{x}^* .

Questo semplice schema, che risulta addirittura banale per una sola equazione in una sola incognita, non è però privo di insidie. In primo luogo la matrice \mathbf{A} deve essere non singolare, cioè invertibile, e questo non è sempre vero per arbitrarie funzioni non lineari $\mathbf{a}(\mathbf{x})$; inoltre, se la prima stima è troppo distante dalla radice, l'iterazione può divergere. Un comune metodo per stabilizzare l'iterazione consiste nello scegliere α in modo che

$$\|\mathbf{a}(\bar{\mathbf{x}})\| \leq \|\mathbf{a}(\mathbf{x})\| \quad (5.4)$$

La procedura per scegliere la lunghezza del passo di iterazione è chiamata “line search” e la funzione utilizzata per misurarla, in questo caso $\|a(x)\|$, è detta “funzione di merito”.

In un problema di ottimizzazione non vincolata si devono scegliere le n variabili x che minimizzano la funzione obiettivo scalare $F(x)$. La condizione necessaria perché x sia un punto stazionario è:

$$g(x^*) = \nabla_x F = \begin{bmatrix} \frac{\partial F}{\partial x_1} \\ \frac{\partial F}{\partial x_2} \\ \vdots \\ \frac{\partial F}{\partial x_n} \end{bmatrix} = 0 \quad (5.5)$$

Per trovare il punto che annulla il gradiente $g(x)$ della funzione obiettivo $F(x)$ si può utilizzare un metodo approssimato come quello visto in precedenza dove $g(x)$ fa le veci di $a(x)$. L’equazione (5.2) può essere riscritta come segue

$$H(x)p = -g(x) \quad (5.6)$$

Dove H , matrice Hessiana, è la matrice, simmetrica per definizione, delle derivate seconde della funzione obiettivo. Questo metodo, come visto, non è privo di difficoltà. Infatti la condizione $g=0$, necessaria a trovare un punto stazionario, non è di per sé sufficiente a garantire che il punto trovato sia di minimo. In un punto di minimo infatti la matrice Hessiana è definita positiva, ma questo potrebbe non essere vero in una posizione seppur vicina al minimo stesso. Infatti la direzione p calcolata risolvendo l’equazione (5.6) può puntare verso l’alto (massimo) o verso il basso (minimo) e questo non si può dire a priori. Inoltre può essere ambigua la scelta della funzione di merito usata per stabilizzare l’iterazione nella procedura di “line search”. La scelta, come visto prima, di $\|a\|$, ed in questo caso di $\|g\|$, non è scontata. L’obiettivo ultimo dell’iterazione è infatti quello di

trovare ad ogni passo che $F(\bar{\mathbf{x}}) \leq F(\mathbf{x})$ cosa che non garantisce che il gradiente diminuisca

$$\|\mathbf{g}(\bar{\mathbf{x}})\| \leq \|\mathbf{g}(\mathbf{x})\| \quad (5.7)$$

È proprio sulla scelta della funzione di merito che si manifesta la differenza tra un metodo di ottimizzazione diretto e uno indiretto.

I metodi indiretti usano come funzione di merito $\mathbf{g}(\mathbf{x})$. Al contrario i metodi diretti verificano ad ogni passo che sia la stessa funzione obiettivo a ridursi. Per fare questo però potrebbe essere necessario modificare il calcolo della direzione di ricerca \mathbf{p} per assicurarsi che punti verso il basso. A causa di ciò la regione di convergenza per un metodo indiretto può essere considerevolmente più piccola che per un metodo diretto. In altri termini un metodo indiretto può richiedere più accuratezza nella scelta dei valori iniziali rispetto ad uno diretto. Questo implica che è necessario risolvere l'equazione $\mathbf{g}(\mathbf{x}) = 0$, e per far ciò bisogna calcolare la $\mathbf{g}(\mathbf{x})$, cosa che non è sempre agevole. Quindi nell'utilizzo dei metodi indiretti è necessario trovare l'espressione analitica del gradiente; al contrario, per un metodo indiretto, ne basta un'approssimazione.

Inoltre, spesso la funzione $F(\mathbf{x})$ è soggetta a dei vincoli di uguaglianza o disuguaglianza. I vincoli di uguaglianza prendono la forma

$$\mathbf{c}(\mathbf{x}) = 0 \quad (5.8)$$

Se la funzione $F(\mathbf{x})$ è in n variabili, il numero m di vincoli può essere al più pari ad n . Per inserire i vincoli nel calcolo introduciamo la funzione Lagrangiana

$$L(\mathbf{x}, \boldsymbol{\lambda}) = F(\mathbf{x}) - \boldsymbol{\lambda}^T \mathbf{c}(\mathbf{x}) \quad (5.9)$$

Che è una funzione scalare nelle n variabili \mathbf{x} e negli m moltiplicatori di Lagrange $\boldsymbol{\lambda}$. Trovare ora il punto di minimo per la funzione $F(\mathbf{x})$ vincolata equivale a trovare il punto di minimo della funzione Lagrangiana. Quindi anziché verificare la condizione $\mathbf{g}(\mathbf{x}) = 0$, si dovrà ricercare

$$\nabla_x L(\mathbf{x}, \boldsymbol{\lambda}) = \mathbf{g}(\mathbf{x}) - \mathbf{G}^T(\mathbf{x})\boldsymbol{\lambda} = 0 \quad (5.10)$$

e

$$\nabla_{\lambda} L(\mathbf{x}, \boldsymbol{\lambda}) = -\mathbf{c}(\mathbf{x}) = 0 \quad (5.11)$$

Un problema di controllo ottimo può essere interpretato, in quest'ottica, come un problema di programmazione non lineare.

Supponiamo di dover scegliere la legge di controllo $\mathbf{u}(t)$ ottima per minimizzare un funzionale

$$J = \phi[\mathbf{y}(t_f), t_f] \quad (5.12)$$

Soggetto alle equazioni di stato

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{f}[\mathbf{y}(t), \mathbf{u}(t)] \quad (5.13)$$

e agli m vincoli, sottoforma di condizioni al contorno,

$$\boldsymbol{\psi}[\mathbf{y}(t_f), \mathbf{u}(t_f), t_f] = 0 \quad (5.14)$$

Dove l'istante t_0 è fissato mentre resta libero l'istante t_f .

Per poter inserire i vincoli di uguaglianza all'interno del calcolo si introducono gli m moltiplicatori di Lagrange e si definisce la funzione Hamiltoniana

$$H = \boldsymbol{\lambda}^T(t) \mathbf{f}[\mathbf{y}(t), \mathbf{u}(t)] \quad (5.15)$$

E la funzione ausiliaria

$$\boldsymbol{\Phi} = \phi + \mathbf{v}^T \boldsymbol{\psi} \quad (5.16)$$

Dove i \mathbf{v} sono moltiplicatori di Lagrange per vincoli discreti.

Quindi si aggiungono le equazioni di Eulero-Lagrange (6.17) che vanno aggiunte al sistema in relazione al fatto che il numero di incognite è aumentato da n ad $n + m$.

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

Esse sono

$$\dot{\lambda} = -\mathbf{H}_y^T \quad (5.17)$$

dette equazioni aggiunte,

$$0 = \mathbf{H}_u^T \quad (5.18)$$

dette equazioni di controllo, e

$$\lambda(t_f) = \Phi_y^T \Big|_{t=t_f} \quad (5.19)$$

$$0 = (\Phi_t + H) \Big|_{t=t_f} \quad (5.20)$$

$$0 = \lambda(t_0) \quad (5.21)$$

dette condizioni di trasversalità.

Le equazioni di controllo (6.18) sono un'applicazione del Principio del Massimo di Pontryagin la cui espressione generale è

$$\mathbf{u} = \arg \min_{\mathbf{u} \in U} \mathbf{H} \quad (5.22)$$

Dove U definisce il dominio dei controlli possibili. Esso afferma che la variabile di controllo deve essere scelta in modo da ottimizzare l'Hemiltoniana ad ogni istante di tempo. Il principio del massimo rappresenta un problema di ottimizzazione vincolata nelle variabili $\mathbf{u}(t)$ per ogni valore di t .

Il set completo delle equazioni (5.13), (5.17) e (5.18) con le condizioni al bordo ai tempi t_0 e t_f , formalizzate dalle equazioni (5.19), (5.20) e (5.14), rappresenta un sistema algebrico differenziale a cui spesso ci si riferisce come il problema dei due punti (TPBVP: *two-point boundary value problem*).

5.2 Impostazione del problema di ottimo

Per risolvere il problema dell'ottimizzazione della traiettoria si è utilizzato un metodo indiretto secondo una procedura suggerita in [12].

Per agevolare la risoluzione del problema sono state fatte le seguenti ipotesi semplificative:

- Orbite di arrivo e di partenza coplanari e circolari (2D)
- Efficienza del propulsore costante
- Velocità di partenza perfettamente tangente all'orbita iniziale
- Assenza di effetti di terzo corpo
- Veicolo approssimato ad un punto coincidente con il baricentro

Ai fini dell'implementazione, inoltre, è stato utile creare un semplice modello delle prestazioni del motore in termini di spinta e consumo specifico al variare della potenza in ingresso.

Il problema che si vuole affrontare è la determinazione della traiettoria ottima, in termini di consumo di propellente, che permette di trasferire il veicolo spaziale su un'orbita circolare di raggio r_f in un intervallo di tempo assegnato che sia comunque maggiore del tempo minimo di trasferimento. Questo equivale ad individuare quella traiettoria che massimizza il funzionale

$$J \triangleq m_f$$

Dove m_f è la massa finale del veicolo.

Si stima, quindi, attraverso un opportuno algoritmo, la massa finale del veicolo come frazione della massa iniziale.

Va sottolineato che tutto ciò viene fatto fissando il tempo totale di trasferimento che, come detto, dovrà essere maggiore del tempo minimo di trasferimento.

Il primo problema sarà quindi quello di calcolare, assegnata una massa iniziale, t_{min} . Ciò equivale ad individuare la traiettoria che massimizza il funzionale

$$J = -t_f$$

La trattazione dei due problemi è analoga: le equazioni che li regolano sono le stesse, cambiano le condizioni al bordo.

5.2.1 Equazioni del moto

Le equazioni che, in un sistema di riferimento inerziale polare (figura 5.1), reggono il moto di un veicolo dotato di propulsore elettrico in un campo gravitazionale sono:

$$\dot{r} = u \quad (5.23)$$

$$\dot{\theta} = \frac{v}{r} \quad (5.24)$$

$$\dot{u} = \frac{v^2}{r} - \frac{\mu}{r^2} + \tau \frac{T}{m} \cos \varphi \quad (5.25)$$

$$\dot{v} = -\frac{uv}{r} + \tau \frac{T}{m} \sin \varphi \quad (5.26)$$

$$\dot{m} = -\tau \dot{m}_p \quad (5.27)$$

Dove r è il vettore posizione rispetto al Sole, θ è l'anomalia, u e v sono rispettivamente velocità radiale e azimutale, T è la spinta del motore, μ è il parametro gravitazionale del Sole, τ è il controllo di accensione del motore che può assumere valori solo pari a 0 o 1, a seconda che il motore sia acceso o spento, φ è l'angolo di spinta definito rispetto alla direzione radiale ed \dot{m}_p è il consumo specifico del motore.

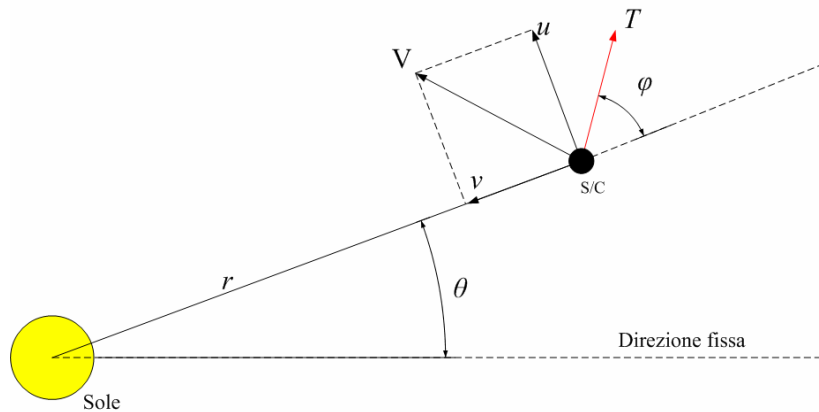


Figura 5.1 – Sistema di riferimento e schema delle grandezze enunciate nelle equazioni

5.2.2 Modello del propulsore

È utile ai fini dell'implementazione avere un modello delle prestazioni del motore in termini di spinta e consumo specifico al variare della potenza in ingresso. Tale modello, in questo stadio preliminare, è stato ricavato con un procedimento di interpolazione a partire da dati sperimentali, riportati in [13], utilizzando un semplice polinomio di secondo grado in accordo con quanto riportato in [12].

Le figure (5.1) e (5.2) mostrano l'interpolazione dei dati sperimentali del motore utilizzato per ottenere i valori di spinta e consumi specifico in funzione della potenza P_{REP} .

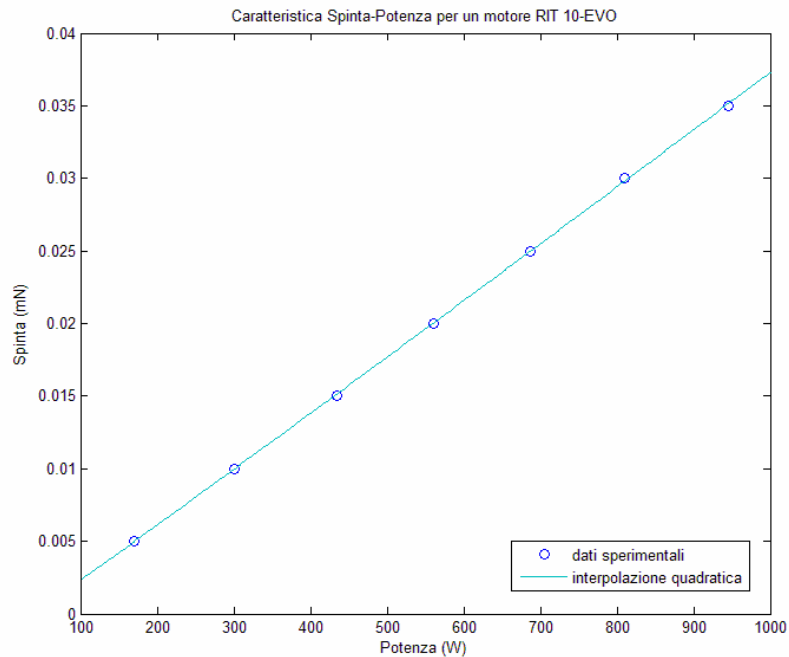
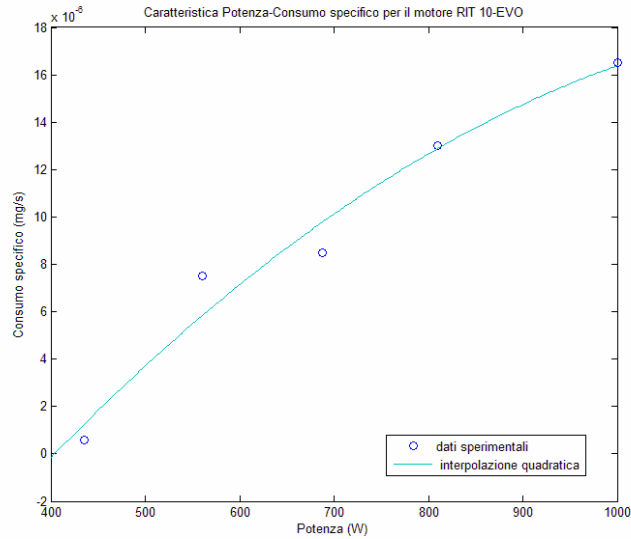


Figura 5.2 – Caratteristica Spinta-Potenza per il motore RIT 10-EVO

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*



**Figura 5.3 - Caratteristica Consumo specifico-Potenza
per il motore RIT 10-EVO**

Spinta e consumo specifico possono essere quindi parametrizzati come segue:

$$T = s_2 P_{REP}^2 + s_1 P_{REP} + s_0 \quad (5.28)$$

$$\dot{m}_p = c_2 P_{REP}^2 + c_1 P_{REP} + c_0 \quad (5.29)$$

dove i coefficienti dei polinomi assumono i valori elencati in tabella (5.1).

s_0	N	-0.0015
s_1	N/W	$3.8 \cdot 10^{-5}$
s_2	N/W ²	$8.8 \cdot 10^{-10}$
c_0	kg/s	$-9.6 \cdot 10^{-8}$
c_1	kg/s*W	$1.4 \cdot 10^{-9}$
c_2	kg/s*W ²	$9.1 \cdot 10^{-14}$

**Tabella 5.1 – Coefficienti polinomiali che definiscono le prestazioni del
motore RIT 10-EVO**

Le equazioni (5.25), (5.26) e (5.27) assumono quindi la forma

$$\dot{u} = \frac{v^2}{r} - \frac{\mu}{r^2} + \tau \frac{s_2 P_{REP}^2 + s_1 P_{REP} + s_0}{m} \cos \varphi \quad (5.25')$$

$$\dot{v} = -\frac{uv}{r} + \tau \frac{s_2 P_{REP}^2 + s_1 P_{REP} + s_0}{m} \sin \varphi \quad (5.26')$$

$$\dot{m} = -\tau (c_2 P_{REP}^2 + c_1 P_{REP} + c_0) \quad (5.27')$$

5.2.3 Vettore di controllo

Le grandezze che dalle equazioni (5.23)-(5.27) risultano far parte del vettore di controllo sono la spinta del motore T (il consumo specifico, funzione della spinta), la variabile di accensione τ e l'angolo di spinta φ .

In virtù della parametrizzazione delle prestazioni del motore effettuata al paragrafo precedente, P_{REP} sostituisce la variabile di controllo per la spinta ed anche per il consumo specifico. Si può scrivere quindi il vettore di controllo completo come:

$$\mathbf{u} = [P_{REP}, \tau, \varphi] \quad (5.30)$$

5.2.4 Calcolo delle leggi di controllo ottime

Secondo il Principio del Massimo di Pontryagin dice che la legge di controllo $u(t)$ deve essere scelta, all'interno di tutte le possibili leggi di controllo consentite $U(t)$, in maniera da massimizzare, ad ogni istante, l'Hamiltoniano H .

$$\mathbf{u} = \arg \max_{\mathbf{u} \in U} \mathbf{H} \quad (5.31)$$

Ma questo significa massimizzare la parte dell'Hamiltoniano direttamente dipendente dai controlli:

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

$$\varphi(t) = \arg \max_{\varphi \in [0, 2\pi]} H_{\varphi} \quad (5.32)$$

$$P_{REP} = \arg \max_{P_{REP} \in [P_{REP} \min, P_{REP} \max]} H_{P_{REP}} \quad (5.33)$$

$$\tau(t) = \arg \max_{\tau \in [0, 1]} H_{\tau} \quad (5.34)$$

dove

$$H_{\varphi} \triangleq \lambda_u \cos \varphi + \lambda_v \sin \varphi \quad (5.35)$$

$$H_{P_{REP}} \triangleq q_2 P_{REP}^2 + q_1 P_{REP} + q_0 \quad (5.36)$$

$$H_{\tau} \triangleq k\tau \quad (5.37)$$

dove per brevità si è fatto uso dei parametri q_i e k così definiti [12]:

$$q_i \triangleq \frac{\tau s_i (\lambda_u \cos \varphi + \lambda_v \sin \varphi)}{m} - \tau c_i \lambda_m \quad (5.38)$$

e

$$k \triangleq \frac{s_2 P_{REP}^2 + s_1 P_{REP} + s_0}{m} (\lambda_u \cos \varphi + \lambda_v \sin \varphi) - \\ + \lambda_m (c_2 P_{REP}^2 + c_1 P_{REP} + c_0) \quad (5.39)$$

Per calcolare il valori ottimi dei controlli, si determina il massimo delle funzioni (5.35)-(5.37) rispetto alla relativa variabile di controllo. Sviluppando le equazioni si ottiene così:

- per la potenza P_{REP}

$$P_{REP} = \begin{cases} -\frac{q_1}{2q_2} & \text{se } q_2 < 0 \cap -\frac{q_1}{2q_2} \in [P_{REP\max}, P_{REP\min}] \\ P_{REP\min} & \text{se } q_2 < 0 \cap -\frac{q_1}{2q_2} < P_{REP\min} \\ P_{REP\max} & \text{se } q_2 < 0 \cap -\frac{q_1}{2q_2} > P_{REP\max} \\ P_{REP\max} & \text{se } q_2 > 0 \cap -\frac{q_1}{2q_2} < \frac{P_{REP\max} + P_{REP\min}}{2} \\ P_{REP\min} & \text{se } q_2 > 0 \cap -\frac{q_1}{2q_2} > \frac{P_{REP\max} + P_{REP\min}}{2} \end{cases} \quad (5.41)$$

- per il parametro di accensione τ

$$\tau = \begin{cases} 0 & \text{se } k \leq 0 \\ 1 & \text{se } k > 0 \end{cases} \quad (5.42)$$

Che formalizza una legge di controllo di tipo *bang-bang*.

- per l'angolo di spinta φ

$$\cos \varphi = \frac{\lambda_u}{\sqrt{\lambda_u^2 + \lambda_v^2}} \quad (5.40)$$

$$\sin \varphi = \frac{\lambda_v}{\sqrt{\lambda_u^2 + \lambda_v^2}}$$

5.2.5 Implementazione

Bisogna ora applicare la teoria vista in §5.1 al caso in esame. Cominciamo con lo scrivere la funzione Hamiltoniana:

$$H = \lambda_r u + \lambda_\theta \frac{v}{r} + \lambda_u \left(\frac{v^2}{r} - \frac{\mu}{r^2} + \tau \frac{s_2 P_{REP}^2 + s_1 P_{REP} + s_0}{m} \cos \varphi \right) + \lambda_v \left(-\frac{uv}{r} + \frac{s_2 P_{REP}^2 + s_1 P_{REP} + s_0}{m} \right) - \lambda_m \tau (c_2 P_{REP}^2 + c_1 P_{REP} + c_0) \quad (5.43)$$

dove λ_r , λ_θ , λ_u , λ_v e λ_m sono i moltiplicatori di Lagrange associati alle variabili r , θ , u , v , m definiti dalle equazioni di Eulero-Lagrange del tipo

$$\dot{\lambda}_x = -\frac{\partial H}{\partial x} \quad (5.44)$$

Applicando la (6.32) al problema in esame si ottengono le seguenti relazioni:

$$\dot{\lambda}_r = \frac{\lambda_\theta v}{r^2} + \lambda_u \left(\frac{v^2}{r^2} - \frac{2\mu}{r^3} \right) - \lambda_v \left(\frac{uv}{r^2} \right) \quad (5.45)$$

$$\dot{\lambda}_\theta = 0 \quad (5.46)$$

$$\dot{\lambda}_u = -\lambda_r + \lambda_v \frac{v}{r} \quad (5.47)$$

$$\dot{\lambda}_v = -\frac{\lambda_\theta}{r} - 2\frac{\lambda_u v}{r} + \frac{\lambda_v u}{r} \quad (5.48)$$

$$\dot{\lambda}_m = \tau \frac{s_2 P_{REP}^2 + s_1 P_{REP} + s_0}{m^2} (\lambda_u \cos \varphi + \lambda_v \sin \varphi) \quad (5.49)$$

Tali equazioni, insieme alle equazioni del moto (5.23), (5.24) e (5.25')-(5.27'), costituiscono un sistema di dieci equazioni

differenziali non lineari accoppiate da completare con le condizioni al bordo e dalla condizione di trasversalità.

5.2.6 Condizioni al bordo

Come detto, studiare le traiettorie che minimizzino la massa di propellente consumata significa massimizzare il funzionale

$$J = m_f \quad (5.50)$$

Le condizioni al bordo sono:

$$r(t_0) = r_0, \quad \theta(t_0) = 0, \quad u(t_0) = 0, \quad v(t_0) = \sqrt{\mu/r_0} + \sqrt{C_3}, \quad m(t_0) = m_0$$

Per quanto riguarda l'istante iniziale, e

$$r(t_f) = r_f, \quad \lambda_\theta(t_f) = 0, \quad u(t_f) = 0, \quad v(t_f) = \sqrt{\mu/r_f}, \quad \lambda_m(t_f) = 1$$

Per l'istante finale.

Per il problema che massimizza invece

$$J = -t_f \quad (5.51)$$

Valgono le seguenti condizioni al bordo:

$$r(t_0) = r_0, \quad \theta(t_0) = 0, \quad u(t_0) = 0, \quad v(t_0) = \sqrt{\mu/r_0} + \sqrt{C_3}, \quad m(t_0) = m_0$$

Per l'istante iniziale, e

$$r(t_f) = r_f, \quad \lambda_\theta(t_f) = 0, \quad u(t_f) = 0, \quad v(t_f) = \sqrt{\mu/r_f}, \quad \lambda_m(t_f) = 0$$

Per quest'ultimo caso, alle condizioni al bordo si aggiunge poi la condizione di trasversalità derivante dalla (5.20):

$$H(t_f) = 1 \quad (5.52)$$

5.2.7 Il problema dei due punti

Come visto al paragrafo precedente, le condizioni al bordo sono miste, sono cioè in parte assegnate all'istante t_0 iniziale ed in parte all'istante t_f finale. Il problema prende allora il nome di problema dei due punti (two-point boundary value problem).

Tale problema può essere risolto numericamente cercando le condizioni iniziali incognite (cioè il valore delle variabili aggiunte all'istante iniziale) in maniera da soddisfare le condizioni di posizione e velocità finali. Nel caso di traiettorie di minimo tempo, il problema è ancora più complesso in quanto il valore t_f è incognito. Quindi risolvere un problema di ottimo attraverso un metodo indiretto quando l'istante finale non è specificato significa risolvere una serie di problemi a tempo determinato, in cui vengono soddisfatte le condizioni al bordo, per poi selezionare solo quello che soddisfa la condizione di trasversalità (5.51).

5.3 Simulazione e risultati

Il sistema differenziale è stato adimensionalizzato attraverso un sistema di unità semi canoniche ed è stato integrato, con procedura numerica, utilizzando il metodo di Runge-Kutta del quarto ordine a passo variabile. Le unità utilizzate per l'adimensionalizzazione sono:

- 1 AU per le lunghezze
- m_0 (massa iniziale del satellite) per le masse
- $\sqrt{AU^3/\mu}$ per i tempi

Sono state simulate un certo numero di missioni al variare della massa iniziale della sonda, tenendo fisso il C_3 di lancio e si è indagato sulla massa di propellente consumata e sul tempo di missione.

La massa di partenza è stata fatta variare tra 700 e 1000 kg. L'orbita di Urano è stata assunta perfettamente circolare.

Le due figure 5.4 e 5.5 mostrano i risultati ottenuti per un $C_3 = 150 \text{ km}^2/\text{s}^2$. La prima mostra l'andamento della massa di propellente consumato adimensionalizzata con la massa iniziale. La seconda invece mostra l'andamento del tempo di missione al variare della

massa di lancio. Si può notare la diminuzione della frazione di massa consumata e, come ci si aspettava, il crescere del tempo di missione.

Si noti anche la bassa escursione di tempo e frazione di massa consumata. Questo è dovuto alla grande lontananza dell'obiettivo e quindi alla maggior dipendenza di m_f e t_f dalla velocità di lancio.

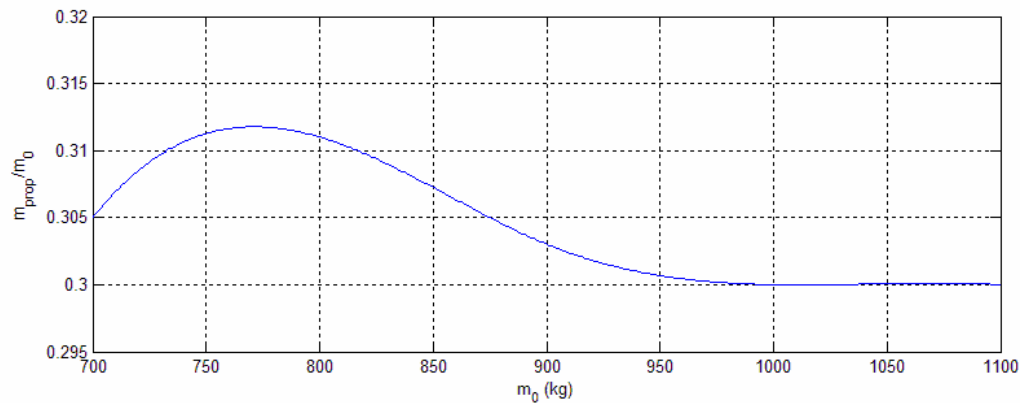


Figura 5.4 - Andamento della massa di propellente adimensionalizzata in funzione della massa iniziale per un trasferimento Terra-Urano con $C_3=150 \text{ km}^2/\text{s}^2$

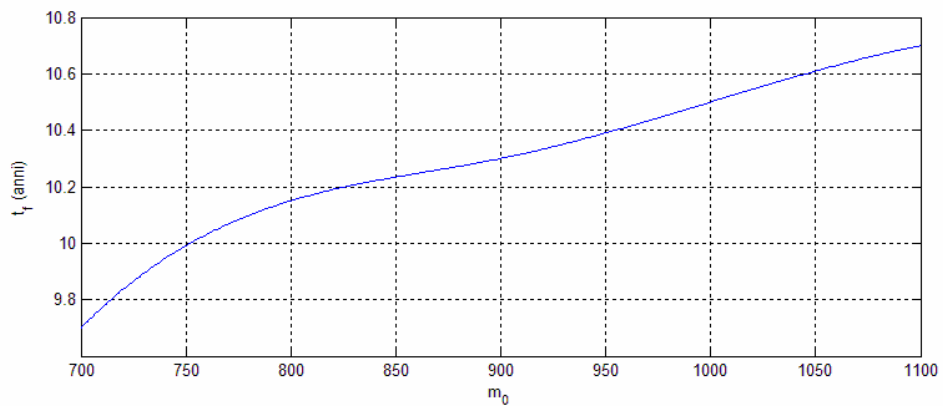


Figura 5.5 - Andamento del tempo di missione in funzione della massa iniziale per un trasferimento Terra-Urano con $C_3=150 \text{ km}^2/\text{s}^2$

In figura 5.6 è mostrato infine un tipico esempio di traiettoria ottimizzata sulla variabile tempo e in figura 5.7 l'andamento delle cinque variabili si stato adimensionali lungo il trasferimento più l'andamento delle variabili di controllo τ e P_{REP} .

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

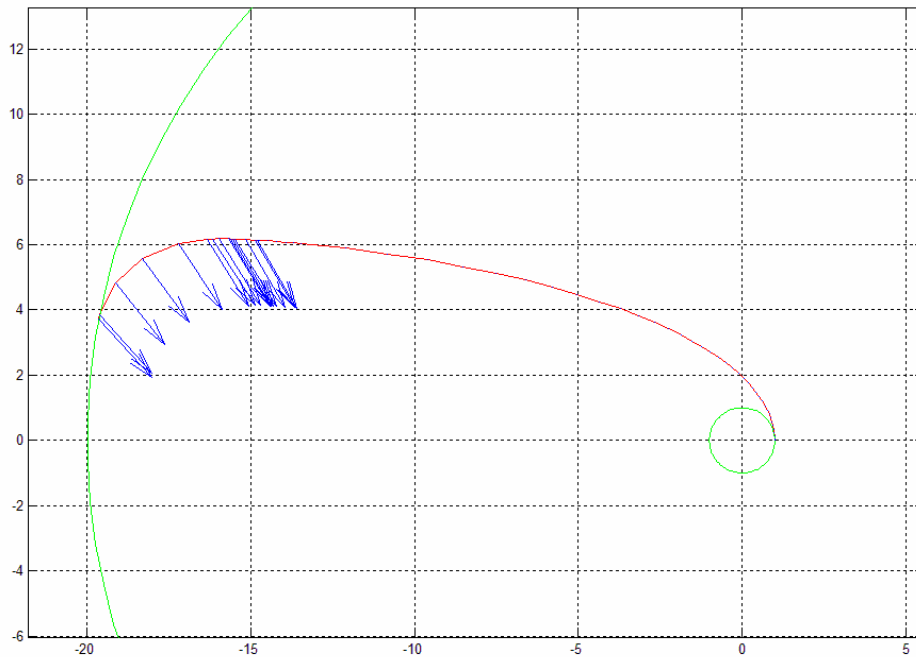


Figura 5.6 - Traiettorie di minimo tempo per il trasferimento Terra

Si può notare come la strategia di steering ottimizzata devii la traiettoria per combaciare, all'istante iniziale con l'orbita di arrivo. La concentrazione delle frecce in blu, non indica una maggiore spinta del propulsore ma è legata al numero di passi di integrazione che l'algoritmo produce. In prossimità del punto di accensione del motore i passi di integrazione si fanno più fitti.

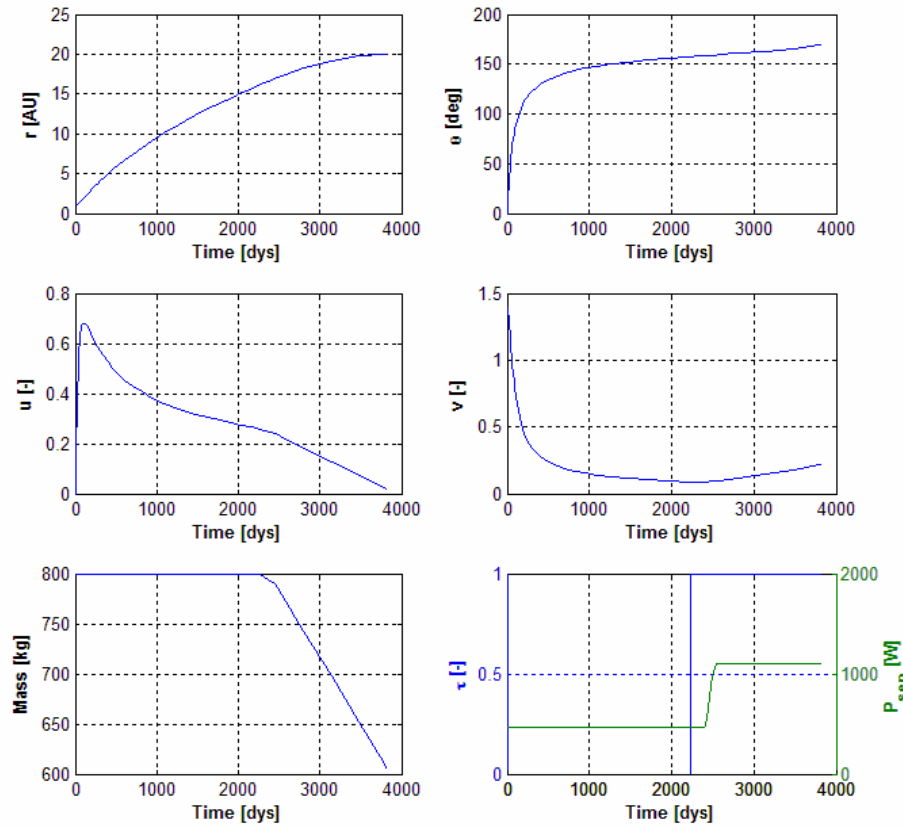


Figura 5.7 - Andamento delle cinque variabili di stato adimensionali più e dei controlli τ e P_{REP} lungo il trasferimento

È da notare come u e v convergano ai valori finali. Inoltre, dal momento dell'accensione del motore, all'incirca dopo metà del tempo totale di trasferimento, si nota una modulazione della potenza fino al valore massimo che viene mantenuto fino al raggiungimento dell'obiettivo.

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

CONCLUSIONI E POSSIBILI SVILUPPI

6.1 Conclusioni

Nel corso del lavoro svolto è stato dimostrato che la propulsione elettrica alimentata da generatori a radioisotopi può fornire notevoli vantaggi per piccole missioni interplanetarie verso il Sistema Solare esterno.

Si è visto infatti che, oltre l'orbita di Giove, la richiesta di potenza da parte del sistema propulsivo renderebbe necessari pannelli fotovoltaici di dimensioni proibitive. L'unica alternativa attualmente disponibile, in attesa che vengano sviluppati sistemi basati sulla fissione nucleare, è rappresentata dalla generazione di potenza a radioisotopi.

Grazie alla miniaturizzazione degli strumenti è infatti possibile disegnare missioni ad alto contenuto scientifico dirette verso i pianeti esterni ma anche verso altri oggetti quali asteroidi o comete.

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

In particolare, la possibilità di prevedere anche una fase di cattura con propulsione a bassa spinta, come dimostrato in §4, rende i pianeti esterni target privilegiati per missioni basate su tecnologia REP.

Svolgendo le opportune simulazioni sono emerse due possibili strategie di trasferimento: una, accelerativa da adottarsi in missioni verso Giove e Saturno, l'altra, decelerativa, che si adatta meglio agli obiettivi più lontani.

Punto comune alle missioni che utilizzano quest'ultima strategia è l'elevata velocità di eccesso iperbolico alla partenza. La possibilità di raggiungere gli obiettivi più lontani in tempi ragionevoli è infatti affidata ad un lancio molto energetico, mentre il sistema propulsivo elettrico ha il compito di completare l'operazione di cattura o l'immissione in una particolare orbita decelerando adeguatamente il veicolo.

Al contrario, per obiettivi più vicini, gli attuali propulsori elettrici non sempre riescono a completare la manovra desiderata partendo da un'orbita molto energetica. Per questo tipo di trasferimenti è quindi necessario passare ad una strategia accelerativa in cui il raggiungimento del target è affidato combinatamente al lancio ed al sistema propulsivo elettrico.

Si è quindi disegnata, con un metodo iterativo, una missione verso Urano, da effettuarsi con un veicolo spaziale, la cui filosofia costruttiva può però essere implementata in una grande varietà di trasferimenti, modificando, in prima approssimazione, solo la quantità di propellente imbarcato.

Infine uno studio semplificato di trasferimenti ottimizzati, ha dimostrato le potenzialità che un tale approccio al disegno di traiettorie può avere sull'analisi di missione .

6.2 Possibili sviluppi

La logica evoluzione alla trattazione dell'analisi di missione per veicoli dotati di tecnologia REP condotta in questo lavoro di tesi sarà diretta verso una progressiva diminuzione sia del grado di approssimazione delle traiettorie che dell'incertezza sul disegno del veicolo. In particolare dovranno essere specificati più precisamente ed in relazione al tipo di missione e di target, gli strumenti scientifici e l'impatto ponderale di tutti i sottosistemi. Nell'analisi di missione, invece, risulta naturale lo sviluppo di strategie alternative che possano

prevedere, ad esempio, degli stadi iniziali chimici o con propulsione elettrica alimentata da pannelli foto-voltaici ed eventuali fasi finali di aerocattura; metodologia pratica e fattibile data la conformazione prevalentemente gassosa dei pianeti del Sistema Solare esterno.

Sarebbe, inoltre, utile condurre uno studio del problema in prospettiva futura, mettendo cioè in conto la naturale evoluzione delle tecnologie chiave in gioco. È prevedibile infatti che nei prossimi anni si renderanno disponibili RTG con una massa specifica inferiore, strutture del bus più leggere e soprattutto lanciatori che potranno garantire C_3 più elevati.

Certamente saranno indispensabili metodi di ottimizzazione delle traiettorie più avanzati e raffinati che assicurino una maggiore accuratezza dei risultati e riescano a descrivere il problema nella sua interezza.

*Uso duale della generazione a radioisotopi in missioni
con propulsione elettrica verso i pianeti esterni*

BIBLIOGRAFIA

- [1] Robert J. Noble, “*Radioisotope-Powered Electric Propulsion of Small Payloads for Regular Access to Deep Space*”, AIAA, 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit, June 28, 30, 1993/Monterey, CA
- [2] Robert J. Noble, “*Radioisotope Electric Propulsion of Sciencecraft to the Outer Solar System and Near-Interstellar Space*”, 1999
- [3] Robert J. Noble, “*Radioisotope Electric Propulsion for Small Robotic Space Probes*”, Journal of the British Interplanetary Society, Vol. 49 pp. 455-468, 1996
- [4] Steven Oleson, “*Radioisotope Electric Propulsion for Fast Outer planetary Orbiters*”, 38th Joint Propulsion Conference and Exhibit cosponsored by the AIAA, ASME, SAE, and ASEE Indianapolis, Indiana, July 7–10, 2002
- [5] Steven Oleson, “*Neptune Orbiters Utilizing Solar and Radioisotope Electric Propulsion*”, 40th Joint Propulsion Conference and Exhibit cosponsored by the AIAA, ASME, SAE, and ASEE Fort Lauderdale, Florida, July 11–14, 2004
- [6] Steven Oleson, “*Radioisotope Electric Propulsion Missions Utilizing a Common Spacecraft Design*”, International Astronautical Congress 2004 sponsored by the MacDonald Dettwiler Vancouver, British Columbia, Canada, October 4–8, 2004
- [7] Pierpaolo Pergola, Koen Geurts and Cosmo Casaregola, “*Feasibility Study of Radioisotope Low-Power Electric Propulsion Missions*”, Alta Space, 2007
- [8] W.J. Learson and G.R. Wertz, “*Space Mission Analysis and Design*“, Microcosm Press, El Segundo, CA

- [9] “XRJ-50 Miniresistojet Data Sheet”, Alta Space, January 2005
- [10] John T. Betts, “*Survey of Numerical Methods for Trajectory Optimization*”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 21, No. 2, March-April 1998
- [11] Beniamino de Filippo, “*Un piccolo satellite per la dimostrazione di trasferimento orbitale con un motore Hall e per lo studio delle fasce di radiazione: studio preliminare di missione*”, Tesi di Laurea, Pisa, 2004
- [12] Luisa Agnelli, “*Ottimizzazione di missioni interplanetary con sistemi propulsive ibridi*”, Tesi di Laurea, Pisa, 2006
- [13] H.J. Leiter, “*Development and performance of the advanced radio frequency ion thruster RIT-XT*”, Astrium